DISS. ETH Nr. 17433

Mess- und Berechnungsunsicherheit von Fluglärmbelastungen und ihre Konsequenzen

A B H A N D L U N G

zur Erlangung des Titels

DOKTOR DER TECHNISCHEN WISSENSCHAFTEN
der
EIDGENÖSSISCHEN TECHNISCHEN HOCHSCHULE ZÜRICH

vorgelegt von

GEORG THOMANN

eidg. dipl. Kulturingenieur ETH,
Studienrichtung Umweltingenieur
geboren am 25.01.1965
von Mutten, GR

Angenommen auf Antrag von

Prof. Dr. Willy A. Schmid, Referent
Prof. Dr. Bernd Scholl, Korreferent
Dr. Robert Hofmann, Korreferent
Dr. Ullrich Isermann, Korreferent

2007

Zitierung: Thomann, Georg (2007): *Mess- und Berechnungsunsicherheit von Fluglärmbelastungen und ihre Konsequenzen.* Dissertation an der ETH Zürich, Nr. 17433, November 2007.

Citation: Thomann, Georg (2007): *Uncertainties of measured and calculated aircraft noise and consequences in relation to noise limits.* PhD Thesis ETH Zürich, No 17433, novembre 2007.

Adresse des Autors:

Georg Thomann
Empa, Abteilung Akustik
8600 Dübendorf
Email: georg.thomann@empa.ch

Kurzfassung

Fluglärm wird heute üblicherweise mit Computerprogrammen flächendeckend berechnet. In den seltensten Fällen werden aber Angaben zur Unsicherheit von solchen Berechnungen gemacht; zudem fehlen Anweisungen, wie die Rechts- und Vollzugspraxis mit Unsicherheiten umgehen soll. Die vorliegende Arbeit versucht, diese Lücken zu schliessen. Zuerst wird ein methodischer Ansatz gegeben, mit dessen Hilfe die Unsicherheit von Gesamtbelastungen flächendeckend abgeschätzt werden kann; dann wird ein Konzept unterbreitet, wie bei der gesetzlichen Beurteilung von Fluglärmbelastungen die Unsicherheiten berücksichtigt werden können.

Zur flächendeckenden Ermittlung der Berechnungsunsicherheiten wird das Fluglärmmodell FLULA2 analysiert. Folgende Modellkomponenten werden als Hauptbeiträge zur Berechnungsunsicherheit identifiziert: Die Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle und die Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge. Die Standardunsicherheit des Flugzeugs als Schallquelle ist von Flugzeugtyp zu Flugzeugtyp verschieden und bewegt sich wegen der unterschiedlichen Qualität der Datenbasis zwischen 0.5 und 5 dB. Im Mittel ist es 1.4 dB. Die Standardunsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge ist ebenfalls typenabhängig. Unterhalb von 300 Metern wird sie aber von der Unsicherheit in der exakten Bestimmung der Flugzeugposition bestimmt. Sie beträgt dort mehr als 3 dB. Ab einer Entfernung von einem Kilometer zwischen Quelle und Empfänger werden die meteorologischen Effekte bestimmend. Die Standardunsicherheit beträgt ab dieser Distanz je nach Flugzeugtyp und Flugoperation zwischen 1.5 und 2.4 dB; sie nimmt pro Kilometer um 0.2 bis 0.8 dB zu.

Eine Jahresbelastung setzt sich aus einer Vielzahl von berechneten Einzelflügen zusammen. Jeder dieser Einzelflüge weist je nach Flugzeugtyp und Distanz zwischen Quelle und Empfänger unterschiedliche Unsicherheiten auf. Aus diesen einzelnen Unsicherheitsbeiträgen wird mittels Simulation unter Anwendung der Fehlerfortpflanzung die Standardunsicherheit von Jahresbelastungen flächendeckend berechnet. Zu diesem Zweck wurde FLULA2 geeignet erweitert. Es resultieren für reale Belastungszustände in Genf und Zürich Standardunsicherheiten für den Mittelungspegel von 0.5 dB tags und 1.0 dB nachts. In Prognosen dagegen muss man wegen unsicherer Annahmen über den Flugbetrieb mit Standardunsicherheiten beim Mittelungspegel von 0.9 resp. 1.2 dB rechnen.

Um zu prüfen, ob sich die FLULA-Berechnungen signifikant von Messungen unterscheiden, werden die berechneten Jahresbelastungen mit Messungen verglichen. Der Signifkanztest erfolgt dabei unter Einbezug der Berechnungs- und Messunsicherheiten. Es zeigt sich, dass die Messunsicherheit zwar vom Messstandort abhängt, jedoch ähnliche Werte annimmt wie die Berechnungsunsicherheit. Je nach Messstandort betragen die Standardunsicherheiten gemessener Jahresbelastungen zwischen 0.5 und 0.9 dB. Bei automatischen Messanlagen treten zudem als Folge von Schwellenkriterien und wegen Fremdgeräuschen systematische Fehler auf, welche korrigiert werden müssen. Der Vergleich zwischen berechneten und gemessenen Jahresbelastungen zeigt bei FLULA2 unter Einbezug der Berechnungs- und Messunsicherheit in der Regel keine signifikanten Abweichungen. Dennoch verbleiben je nach Standort Differenzen in der Grössenordnung von 1 bis 2 dB.

Werden neben FLULA2 noch andere Berechnungsverfahren angewendet, sollten die Berechnungsunsicherheiten als Vorhaltemass zum berechneten Belastungswert addiert werden, bevor eine Lärmbeurteilung nach dem Gesetz vorgenommen wird. Zudem sollten zur Beurteilung nur Berechnungsverfahren eingesetzt werden, die validiert sind, die keine systematischen Abweichungen gegenüber Messungen zeigen und deren Berechnungsunsicherheiten vorgegebene Toleranzwerte auf einem noch zu definierenden Konfidenzniveau nicht überschreiten. Die Toleranzwerte werden als Grenzunsicherheiten bezeichnet. Sie betragen je nach Tageszeit 1.5 und 2.5 dB und orientieren sich an den Belastungsgrenzwerten für Fluglärm des Schweizer Umweltschutzgesetzes.

Die vorliegende Arbeit zeigt, dass es mit FLULA2 unter bestimmten Voraussetzungen technisch möglich ist, die Grenzunsicherheiten mit einem Konfidenzniveau von 90% einzuhalten. Es obliegt nun den richterlichen und behördlichen Instanzen die Regeln zu definieren, wie Berechnungsunsicherheiten bei der Beurteilung von gesetzlich relevanten Lärmbelastungen zu berücksichtigen sind. Dabei müssen das Konzept der Berechnungsunsicherheit als Vorhaltemass, das Konzept der Grenzunsicherheit sowie die gerade noch tolerierbaren Irrtumswahrscheinlichkeiten diskutiert und festgelegt werden. Die vorliegende Arbeit liefert die Grundlagen dazu.

Abstract

Although aircraft noise around airports is determined by calculations, the uncertainties of such calculations are very rarely specified. In addition, there is no guidance to courts and administrative bodies on how to handle such uncertainties in applying the legal noise limits. The present thesis is focussed on closing these gaps. First it provides information on methods for estimating uncertainties in all the areas covered by the noise contours and then it shows the possibilities for handling these uncertainties in assessing noise impact at specific sites.

In order to estimate the various uncertainties over the entire area of interest, the aircraft noise calculation program FLULA2 has been analysed in detail. Two main components emerge: Uncertainties in estimating the sound source of the aircraft under real operational conditions and uncertainties in estimating the various effects of sound propagation. The contributions of those two components to the uncertainty of a single flight depend on the reliability of the source data and on the distance between aircraft and receiver. For example, the data base of the program FLULA2, developed and used at Empa yields a standard uncertainty of 0.5 dB for frequently operating aircraft (where a large data base is abailable). This increases up to 5 dB for infrequently operating aircraft where few measurements are available.

For distances shorter than about 300 m the standard uncertainty of propagation is dominated by uncertainties in knowing the exact aircraft position; this uncertainty amounts to more than 3 dB. At distances greater than one kilometre, meteorological effects become dominant. Depending on the operation (departure / landing) and on the aircraft type, the uncertainty of propagation at one kilometre range from 1.5 to 2.4 dB and increases by 0.2 to 0.8 dB with each additional kilometre.

The average noise impact over a year results from the combination of many single flights. Each single flight has its own uncertainties depending on aircraft type and distance between aircraft and receiver. Using the laws of error propagation and simulation programs, the overall uncertainty can be estimated. For this purpose the program FLULA2 was extended. For scenarios of recent years at the airports of Geneva and Zurich a standard uncertainty of the L_{Aeq} ranges from 0.5 dB for daytime to 1.0 dB for the night-time. For predictions, the uncertainty of the assumptions for a future scenario will increase the overall uncertainty of calculations to 0.9 to 1.2 dB.

To check if there is a significant deviation between calculated and measured yearly noise impacts, the comparison must include the uncertainties due to both, i.e. calculation and measurement. The measurement uncertainty depends on the specific location and is of the same order of magnitude as the uncertainty of calculations, namely between 0.5 and 0.9 dB. However, these figures only derive from automated stations after having accounted for systematic deviations due to trigger levels and environmental noise contamination. The comparison between yearly aircraft noise calculated with FLULA2 and the noise measured at monitoring microphones shows on the average no significant deviation. Nevertheless, depending on the specific site, there remain differences in the order of 1 to 2 dB.

If noise calculation programs other than FLULA2 are used to assess legally relevant noise impacts it is proposed to add the uncertainty of the calculation to the calculated value as tolerance factor (in german called “Vorhaltemass”). Further, only noise calculation programs should be used, which are validated, which have no systematic deviations compared to measurements and which have calculation uncertainties below a predefined limit value. The predefined limit value is derived from the legal limits. They amount to 1.5 dB for daytime and 2.5 dB for night-time.

The present work shows that under certain conditions it is possible to remain below the limits of 1.5 dB and 2.5 dB with a confidence level above 90%. It is now up to administrative and legal bodies to set up rules on how to account for uncertainties of calculations in evaluating noise situations close to relevant limit values. The concept of uncertainty as tolerance factors and the coverage factor to be used need to be discussed. The present work provides the basic information for guidance on how to handle uncertainty in estimates.

Für:

Robert,
Corina,
Niculin,
Gianin

Inhaltsverzeichnis

Aufbau und Struktur der Arbeit XI

1. Einleitung 1
1.1. Fluglärm, ein Thema mit erheblichem Konfliktpotenzial 1
1.2. Belastung durch Fluglärm und Belastungsmasse für Fluglärm 1
1.3. Belästigung durch Fluglärm 1
1.4. Rechnerische Ermittlung von Fluglärm 2
1.5. Messtechnische Ermittlung von Fluglärm 2
1.6. Geltungsbereich von Fluglärmberechnungen und -messungen 2
1.7. Darstellung und Beurteilung von Fluglärmbelastungen 2
1.8. Schutz vor Fluglärm 3

2. Ziele und Abgrenzung der Arbeit 5
2.1. Problemstellung und Motivation 5
2.2. Ziele 6
2.3. Systemabgrenzung 7
2.4. Stand des Wissens 8

3. Grundlagen und methodische Ansätze 11
3.1. Überblick 11
3.2. Ereignispegel als Zielgrösse der Unsicherheitsbestimmung 11
3.3. Akustische Messungen bei Flugplätzen und Flughäfen 11
3.4. Akustische Modelle zur Fluglärmberechnung 15
3.5. Zur Funktionsweise der Fluglärmberechnung mit FLULA2 25
3.6. Im akustischen Modell zur Fluglärmberechnung nicht berücksichtigte Einflussgrössen und ihre Bedeutung 30
3.7. Verfügbare Daten zur Analyse von Messungen und Berechnungen 35
3.8. Statistische Werkzeuge zur Datenauswertung 40
3.9. Grenzwertüberschreitungen unter Berücksichtigung von Unsicherheiten 44

4. Modellunsicherheit 49
4.1. Überblick 49
4.2. Konzept zur Bestimmung der Modellunsicherheit 50
4.3. Unsicherheit in der Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle 51
4.4. Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge 61
4.5. Modell zur Beschreibung der typenspezifischen Unsicherheiten 69
4.6. Unsicherheit von realen Belastungszuständen 72
4.7. Unsicherheit von Prognoseberechnungen 76
4.8. Weitere relevante Modellparameter und deren Einfluss 84
4.9. Fazit zur Modellunsicherheit 86

5. Messunsicherheit 87
5.1. Überblick 87
5.2. Konzept zur Bestimmung der Messunsicherheit 87
5.3. Messausrüstung 89
5.4. Messgeräteeinstellungen 91
5.5. Fremdgeräusche 94
5.6. Unvollständige Erfassung aller Fluglärmereignisse 97
5.7. Eichfehler der Mikrofone und Einfluss der Messumgebung 101
5.8. Gesamtunsicherheit von Messungen an Monitoringstationen 104
5.9. Fazit zur Messunsicherheit 107

6. Vergleich zwischen Berechnung und Messung 109
6.1. Überblick 109
6.2. Vergleich berechneter und gemessener Mittelungspegel 109
6.3. Vergleich berechneter und gemessener Einzelereignispegel 113

6.4. Analyse verschiedener Einflussgrössen ... 120
6.5. Fazit zum Vergleich zwischen Berechnung und Messung ... 127

7. Diskussion und Schlussfolgerungen ... 129
7.1. Die wichtigsten Erkenntnisse bezüglich Berechnungs- und Messunsicherheiten ... 129
7.2. Umgang mit Unsicherheiten ... 130
7.3. Konsequenzen am Beispiel der Orts- und Raumplanung ... 132
7.4. Möglichkeiten zur Verringerung der Unsicherheiten ... 132
7.5. Notwendigkeit der Verbesserung von FLULA2 ... 134
7.6. Grenzen der Anwendbarkeit von Berechnungen und Messungen ... 134
7.7. Ungelöste Probleme und offene Fragen ... 135

Literaturverzeichnis ... 137

Glossar der wichtigsten Begriffe ... 143

Abkürzungen ... 147

Lateinische Symbole ... 151

Griechische Symbole ... 154

Andere Symbole ... 155

Figurenverzeichnis ... 157

Tabellenverzeichnis ... 163

Dank ... 165

Lebenslauf ... 167

Epilog ... 169

Anhang ... A-1

Aufbau und Struktur der Arbeit

Die vorliegende Arbeit gliedert sich in folgende vier Teile:

- Vorspann
- Hauptteil
- Nachspann
- Anhang

Vorspann, Hauptteil mit Nachspann und Anhang sind jeweils separat nummeriert. In sämtlichen Berichtteilen werden englische Ausdrücke sowie Variablen kursiv geschrieben. Nachfolgend wird ein kurzer Überblick über die verschiedenen Berichtteile gegeben, damit sich der Leser besser orientieren kann.

Vorspann

Der Vorspann enthält die Kurzfassung in deutscher und englischer Sprache, das Inhaltsverzeichnis des Hauptteils sowie den vorliegenden Überblick für den Leser.

Hauptteil

Der Hauptteil umfasst sieben Kapitel. Kapitel 1 dient dazu, sich mit dem Thema Fluglärm vertraut zu machen. In Kapitel 2 sind die Zielsetzungen der vorliegenden Arbeit formuliert. Am Ende von Kapitel 2 wird der Stand des Wissens aufgearbeitet. Die nachfolgenden Kapitel 3 bis 6 bilden den Kern der Arbeit. Im Kapitel 3 wird aufgezeigt, wie Fluglärm gemessen und berechnet wird und von welchen Faktoren die Messungen resp. die Berechnungen abhängen. Es werden die verfügbaren Daten und die zu ihrer Auswertung verwendeten statistischen Werkzeuge beschrieben. Ein Konzept wird formuliert, welches eine Beurteilung von Fluglärmbelastungen unter Einbezug der Berechnungsunsicherheiten ermöglicht. Kapitel 3 bildet damit die Grundlage der nachfolgenden Kapitel 4, 5 und 6. Diese beschäftigen sich mit der Modellunsicherheit, der Messunsicherheit und dem Vergleich berechneter und gemessener Pegelwerte. In Kapitel 7 werden die wichtigsten Erkenntnisse zusammengefasst, so dass die alleinige Lektüre dieses Kapitels ausreichen sollte, um sich einen Überblick über die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit zu verschaffen

Nachspann

Der Nachspann enthält die restlichen Verzeichnisse, welche sich in Figuren-, Tabellen-, Abkürzungs- und Literaturverzeichnis gliedern. Im Nachspann sind zudem ein Glossar der wichtigsten Begriffe sowie der Dank und der Lebenslauf des Autors gegeben.

Anhang

Dem Nachspann schliesst sich das Inhaltsverzeichnis des Anhangs an. Der Anhang selbst gliedert sich in 25 Teile. Die ersten fünf Teile bilden den rechtlichen sowie mathematischen Anhang. Es werden die Belastungsgrenzwerte nach Schweizer Recht sowie die im Hauptteil verwendeten Berechnungsvorschriften im Detail erklärt (A1 bis A5). Die folgenden 18 Anhangteile enthalten grösstenteils Tabellen und Abbildungen (A6 bis A24), welche das verfügbare und verwendete Datenmaterial dokumentieren. Den Abschluss des Anhangs bilden vier Kartendarstellungen, welche die Unsicherheiten berechneter Fluglärmbelastungen zeigen (A25).

1. Einleitung

1.1. Fluglärm, ein Thema mit erheblichem Konfliktpotenzial

Der Fluglärm ist ein Hauptbeitrag der Flughäfen zur Umweltbelastung. Immer mehr Menschen werden durch Fluglärm belästigt oder in ihrer Nachtruhe gestört. Davon zeugen anhaltende Proteste der Wohnbevölkerung im Einzugsgebiet von grösseren Flugplätzen bei geänderten An- und Abflugverfahren oder bei Vorhaben wie der Verlängerung bestehender oder dem Bau von neuen Pisten. In all diesen Fällen steht der Schutz des Menschen vor lästigen oder schädlichen Einwirkungen im Konkurrenzverhältnis zu den ökonomischen Zielen, denn eine boomende Zivilluftfahrt ist ein wichtiger Motor der Wirtschaft. Flughäfen sind Brennpunkte der internationalen Vernetzung. Global tätige Firmen legen ihren Sitz gerne in die Nähe von Flughäfen und schaffen dabei Arbeitsplätze, was wiederum eine Erhöhung der Bevölkerungszahlen und des Siedlungsdrucks zur Folge hat. Nutzungskonflikte sind vorprogrammiert. Daher wird weltweit versucht, eine bezüglich Bevölkerungsstruktur und Lärmwirkung optimale Lärmverteilung zu erreichen, ohne dabei die Entwicklungs- und Wachstumsmöglichkeiten der Flughäfen zu beeinträchtigen.

1.2. Belastung durch Fluglärm und Belastungsmasse für Fluglärm

Unter Belastung wird die durch physikalische Messung oder Berechnung ermittelte Einwirkung des Schalls auf einen geografischen Ort verstanden. Sie wird als Pegel in Dezibel (dB) angegeben und über eine bestimmte Expositionszeit gemittelt. Meist wird sie als Schallbelastung pro Tag im Jahresmittel verstanden. Oft werden die nach physikalischen Grundsätzen ermittelten Pegel noch mit Korrekturen und Gewichtungen versehen. Es gibt daher eine grosse Zahl von unterschiedlichen Belastungsmassen für Fluglärm. Die meisten sind untereinander stark korreliert, lassen sich also einigermassen ineinander umrechnen. Schäfer hat im Auftrage des Umweltbundesamtes 1978 mehrere Dutzend Belastungs- und Bewertungsverfahren zusammengetragen und beschrieben [98]. Matschat und Müller haben 1981 Näherungsbeziehungen zwischen verschiedenen Bewertungsmassen bestimmt [70]. Heute ist der Mittelungspegel *Leq* das weltweit häufigste Belastungsmass für Fluglärm. Durchgesetzt hat er sich wegen seiner einfachen Mess- und Berechenbarkeit (vgl. Kapitel 3 und Anhang A2). Er kombiniert den Schallpegel, die Dauer und die Häufigkeit der Lärmereignisse zu einer einzigen Zahl und wird von internationalen Arbeitsgruppen als Basismass zur Beurteilung von (Flug)Lärmbelastungen empfohlen [33]. Wie alle Belastungsmasse bleibt aber der *Leq* ein grobes Instrument zur Bestimmung von Belästigung und Störung, da diese nicht nur durch akustische Mittelwerte, sondern durch zahlreiche nicht akustische Faktoren beeinflusst wird.

1.3. Belästigung durch Fluglärm

Die Belästigung (*annoyance*) ist eine der wichtigsten Lärmwirkungen. Sie hängt neben der Belastung auch von der Tageszeit, der Aktivität der Betroffenen, ihrer Einstellung zur Lärmquelle sowie von sozialen und psychischen Faktoren ab. Die Lärmwirkungsforschung versucht durch Befragung der Bevölkerung und der gleichzeitigen Ermittlung der Lärmbelastung am Wohnort der Befragten herauszufinden, welche Beziehung zwischen einem Fluglärmmass und dem Grad der Belästigung oder Störung besteht [3], [4], [71], [75]. Wegen der individuell sehr unterschiedlichen Reaktionen gelingt dies nur unvollständig. Nur etwa ein Viertel bis ein Drittel der beobachteten Varianz lässt sich durch die akustische Belastung erklären. Trotzdem sind entsprechende Studien die einzigen Anhaltspunkte, um geeignete Schutzkriterien zu formulieren, so auch in der Schweiz Ende der 90er Jahre bei der Formulierung der Belastungsgrenzwerte für Landesflughäfen [15]. Das Vorgehen ist etabliert. Es bewirkt, dass das Fluglärmmass, die Berechnungsvorschrift und die Belastungsgrenzwerte eine Einheit bilden. Würde man beispielsweise in der Schweiz vom reinen *Leq* auf den gewichteten *Leq* in Form des L_{den} als gesetzliches Lärmmass wechseln, so müssten auch die Grenzwerte neu für L_{den} formuliert und unter Umständen die Befragungsbögen der Lärmwirkungsforscher neu ausgewertet werden.

1.4. Rechnerische Ermittlung von Fluglärm

Gemäss Gesetz ist der Fluglärm in den meisten europäischen Staaten rechnerisch zu ermitteln [36], [68]. Der Grund dafür liegt hauptsächlich in seiner grossen Flächenwirkung. Häufig sind mehrere hundert Quadratkilometer von Fluglärmbelastungen betroffen, die sich mittels punktueller Messungen flächendeckend nicht mehr erfassen lassen. Deshalb wird die Lärmbelastung weltweit in der Regel berechnet, wobei häufig das *Integrated Noise Model* INM der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA verwendet wird [39], [78]. In der Schweiz wird für die Ermittlung des Fluglärms bei Landesflughäfen und Militärflugplätzen das differenziertere, an der Empa entwickelte Simulationsprogramm FLULA2 eingesetzt [107]. Die Lärmbelastung von Regionalflugplätzen und Flugfeldern wird mit dem PC-Programm IMMPAC (ehem. AVI88) berechnet [64], [66], welches vom Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL Ende der 80er Jahre in Auftrag gegeben wurde. Eine Übersicht und ein Vergleich der gängigen Fluglärmberechnungsverfahren ist in [30] zu finden.

1.5. Messtechnische Ermittlung von Fluglärm

Viele Flughäfen betreiben eine Messanlage mit fixen Mikrofonstandorten (sog. *Noise Monitoring Terminals* NMT). In einigen Ländern wird eine Lärmmessanlage sogar gesetzlich gefordert. Die akustische Messung ist gekoppelt mit der Flugsicherung. Jene stellt fest, wo und wann wie viele Flugbewegungen auftreten. Diese Informationen dienen unter anderem als Grundlage für die Fluglärmberechnung. Die *Noise Monitoring Terminals* sind in der Regel rund um den Flughafen verteilt. Ihre Anzahl kann von Flughafen zu Flughafen stark variieren [29]. Die Flughafen Zürich AG beispielsweise betreibt seit 2004 zehn feste und zwei mobile Anlagen. Die Festlegung der Messstandorte ist häufig ein Kompromiss zwischen Messtechnik und Politik. Messmikrofone werden grundsätzlich da aufgestellt, wo die Leute wohnen. Dort können jedoch die Umgebungsgeräusche so hoch sein wie die Pegel der leisesten Flugzeuge. Trotzdem sind die automatischen Messstellen der Flughäfen äusserst wertvolle Quellen akustischer Langzeitmessungen.

1.6. Geltungsbereich von Fluglärmberechnungen und -messungen

Die DIN 45‘643 "Messung und Beurteilung von Fluggeräuschen" [20] formuliert klare Kriterien, um den an- und abschwellenden Pegelverlauf eines Vorbeiflugs als Fluglärmereignis zu identifizieren und um andere Lärmquellen (inklusive Bodenlärm) auszuschliessen. Fluglärm beginnt somit bei Abflügen beim Startpunkt auf der Piste und endet bei einem weit entfernten räumlichen Punkt in der Luft, der keinen Beitrag mehr zur massgeblichen Lärmbelastung leistet. Was massgebend ist, sagt dabei in der Regel der Gesetzgeber. Die *European Civil Aviation Conference* ECAC grenzt in der Anleitung zur Berechnung von Fluglärm den Begriff folgendermassen ab [26]: „Es existieren eine grosse Zahl von Aktivitäten auf Flughäfen, die zwar Lärm erzeugen, jedoch vom Berechnungsverfahren ausgeschlossen werden. Diese Aktivitäten betreffen Triebwerksprüfungen (*engine testing*), den Gebrauch von Hilfsaggregaten (*auxiliary power units* APU) sowie die Bewegungen auf dem Flugplatzvorfeld und auf den Rollwegen (*taxiing*). Es ist unwahrscheinlich, dass in der Realität diese Effekte einen Einfluss auf die Lärmkonturen in Regionen ausserhalb des Flughafenareals haben.“ Damit schliesst die ECAC bei der Ermittlung der Fluglärmbelastung den vom Flugbetrieb am Boden erzeugten Lärm explizit aus.

1.7. Darstellung und Beurteilung von Fluglärmbelastungen

Fluglärmbelastungen werden in Form von Fluglärmkarten oder Lärmbelastungskatastern (LBK) festgehalten. Bei beiden handelt es sich um kartografische Darstellungen, welche die räumliche Ausdehnung der nach definierten Regeln berechneten Lärmbelastung zeigen. Es werden jeweils die Kurven gleicher Belastungsniveaus gezeigt. Das tiefste dargestellte Belastungsniveau richtet sich meist nach dem vom Gesetzgeber formulierten schärfsten Schutzkriterium, was in der Regel dem tiefsten Belastungsgrenzwert entspricht, da ausserhalb dieses Belastungsniveaus keine Einschränkungen aus rechtlicher Sicht mehr zu erwarten sind. In den Katastern werden neben den Belastungskurven die Zonenpläne der betroffenen Gemeinden aufgeführt, was eine direkte Beurteilung der dargestellten

Belastung ermöglicht. Anhand von Kartendarstellungen werden je nach Lage und Verlauf der Belastungskurven unter Bezugnahme auf die Lärmempfindlichkeit und den Erschliessungsgrad der darunter liegenden Bauzonen Schallschutzmassnahmen verfügt oder Entschädigungen bezahlt sowie die Bautätigkeit in einzelnen Gemeinden eingeschränkt.

1.8. Schutz vor Fluglärm

Der Nachweis einer Lärmbelastung ist nur sinnvoll im Hinblick auf Schutzziele, die im politischen Entscheidungsprozess ausgearbeitet werden. Ein Ergebnis eines solchen Prozesses ist die Festlegung von Belastungsgrenzwerten, um den grösseren Teil der Bevölkerung vor übermässigen Einwirkungen zu schützen.[1] Der Schutz besteht dabei teilweise aus Verboten und Einschränkungen auf raumplanerischer Ebene. So werden in der Schweiz bei Erreichen der Planungswerte Neueinzonungen[2] nur in Ausnahmefällen bewilligt. Damit soll verhindert werden, dass im Bereich einer bereits lärmigen Anlage neue Wohngebiete geschaffen werden. Einen ähnlichen Zweck verfolgt das Bauverbot bei Überschreiten der Immissionsgrenzwerte. Alarmwertüberschreitungen signalisieren dagegen die Dringlichkeit von Sanierungsmassnahmen, welche sich jedoch im Falle von konzessionierten Fluganlagen im Einbau von Schallschutzfenstern erschöpfen.

[1] Die Wirkung von Belastungsgrenzwerten wird in Anhang A1.1 kurz erläutert.

[2] Gebiete der Landwirtschaftszone werden zu Bauland.

2. Ziele und Abgrenzung der Arbeit

2.1. Problemstellung und Motivation

Wie das Kapitel 1 zeigt, ist das Thema Fluglärm vielschichtig und interdisziplinär. Physiker und Ingenieure werden angehalten, geeignete Modelle zur rechnerischen Ermittlung der Fluglärmbelastung zu entwickeln. Messtechniker müssen Geräte und Methoden bereitstellen, die in urbanen Gebieten eine automatische Detektion einzelner Fluglärmereignisse ermöglichen. Lärmwirkungsforscher sollen anhand rechnerisch oder messtechnisch ermittelter Belastungswerte eine Beziehung zum Grad der Belästigung oder Störung herstellen. Daraus leitet dann der Gesetzgeber Belastungsgrenzwerte ab, bei deren Überschreitung verschiedene Massnahmen zu ergreifen sind. Ihre Umsetzung wird von Behörden und Juristen eingeleitet und kontrolliert. Raumplaner, Behörden und Flughafenbetreiber orientieren sich bei der Nutzungsplanung, bei Baubewilligungen und beim Einbau von Schallschutzfenstern an den Belastungskurven in den Fluglärmkatastern.

Trotz dieser weit reichenden Konsequenzen fehlen in der Regel Angaben zur Genauigkeit der ermittelten Fluglärmbelastungen. Berechnungen aber auch Messungen sind nicht genau. Sie weisen eine Unsicherheit von unbekannter Höhe auf. Zudem können unterschiedliche Berechnungsverfahren für denselben Flughafen unter identischen Betriebsbedingungen Belastungswerte liefern, die mehrere Dezibel voneinander abweichen. Welches Berechnungsresultat der realen Belastungssituation am nächsten kommt, resp. wie genau die eine oder andere Berechnung ist und wie zuverlässig die daraus abgeleiteten Massnahmen sind, kann anhand der Belastungsrechnungen alleine nicht beantwortet werden; dazu braucht es vertiefte Untersuchungen über die möglichen Einflussgrössen. Auch Messungen helfen hier nur bedingt weiter, denn auch sie sind nur eine Schätzung des wahren, jedoch unbekannten Belastungswertes.

Eine ungenaue Bestimmung der Belastung verunmöglicht eine zuverlässige Beurteilung derselben, was wiederum die daraus abgeleiteten Massnahmen und Entscheidungen relativiert. Aber, was versteht man unter den Begriffen Ungenauigkeit, Zuverlässigkeit oder Entscheidungsunsicherheit? Die vorliegende Arbeit bewegt sich im Feld dieser Begriffe. Der positiv belegte Begriff der Genauigkeit beispielsweise bezeichnet den Grad der Übereinstimmung eines Messwerts mit dem wahren Wert einer Grösse. Die Bedeutung von Genauigkeit gleicht jener von Präzision, ohne jedoch damit identisch zu sein. In der Ballistik kommt dies deutlich zum Ausdruck: Wenn die Abweichung der einzelnen Treffer auf einer Scheibe vom Schwerpunkt klein, der Schwerpunkt aber deutlich vom Ziel entfernt ist, wird man von einem präzisen, aber ungenauen Schiessen sprechen. Der Begriff der Ungenauigkeit ist somit negativ behaftet, indem er systematische Abweichungen einschliesst. Im vorliegenden Beispiel entstehen die systematischen Abweichungen wegen eines Fehlers in der Justierung der Zielvorrichtung.

Jede Messung ist grundsätzlich mit Fehlern behaftet, teils als Folge nicht kontrollierter Einflüsse, teils wegen Unvollkommenheit des Messsystems. Die vielfach wiederholte Durchführung der Messung und eine sorgfältige Analyse des Messvorgangs gestatten die quantitative Beurteilung der Messgenauigkeit als Konfidenzschätzung. Diese gibt zum Messresultat als weitere Information einen Bereich an (Konfidenzintervall), in welchem der wahre Wert nach statistischen Grundsätzen mit vorgegebener Wahrscheinlichkeit zu suchen ist (Konfidenzniveau). Eine wissenschaftlich durchgeführte Messung umfasst somit drei Zahlen: den Messwert, das Konfidenzniveau und das Konfidenzintervall. Diese Tatsache wird allerdings bei der Ermittlung von Fluglärmbelastungen grösstenteils unterschlagen, indem in der Regel nur der Messwert selbst angegeben wird. Angaben über die Vertrauenswürdigkeit (Konfidenz) der Messung fehlen, meist aus Unkenntnis über die näheren Zusammenhänge oder aus Unkenntnis über die Wirkung verschiedener Einflussgrössen.

Im Falle der Berechnung einer Fluglärmbelastung beispielsweise läuft ein Vorgang ab, welcher in den Punkten eines Gitters Resultate liefert. Der Berechnungsvorgang beruht auf der Nachbildung der Schallerzeugung und Schallfortpflanzung mittels eines vereinfachten mathematischen Modells der Wirklichkeit, das bekannte oder vermutete Einflüsse ausblendet und unbekannte Einflüsse vernachlässigt. Die Ungenauigkeit der Berechnung hat unter anderem ihre Ursache in der Imperfektion des Modells, aber auch in den Unsicherheiten der Eingangsdaten. Hier allerdings liefert jede Wiederholung das gleiche Resultat, solange nicht die Eingabedaten variiert werden. Anhand detaillierter Analy-

sen der verschiedenen Einflussfaktoren lässt sich auch die Berechnungsungenauigkeit mit Hilfe von Konfidenzintervallen und zugehörigem Konfidenzniveau quantifizieren.

Wie einleitend bereits aufgezeigt, dient die Belastung als indirektes Mass für die Störung, welche nach dem Umweltschutzgesetz [110] reduziert werden muss. Es sind daher gesetzliche Grenzen der Belastung definiert, welche behördliche Eingriffe auslösen. Solche Massnahmen treffen Menschen in ihren Eigentumsverhältnissen und sind daher rekursfähig. Behörden und Gerichte können deshalb die Ungenauigkeiten von Belastungswerten nicht ignorieren, sondern müssen Regeln schaffen, wie damit rechtlich umzugehen ist. Damit stellt sich die Frage der Zuverlässigkeit von Entscheiden, welche auf der Basis unsicherer Werte gefällt werden müssen.

In der Technik bezeichnet Zuverlässigkeit die (hohe) Wahrscheinlichkeit, mit der eine wichtige Anlage (oder ein Verfahren) in einem bestimmten Zeitintervall den ihr zugedachten Zweck erfüllt. Dazu muss allerdings zuvor definiert sein, welches Verhalten als Versagen gewertet wird. Der Begriff der Zuverlässigkeit lässt sich auch auf das Entscheidungsverfahren in der Lärmbekämpfung anwenden. Erwartet wird ein Verfahren, das mit sehr hoher Wahrscheinlichkeit richtig entscheidet und in diesem Sinne zuverlässig arbeitet. Die Wahrscheinlichkeit eines Fehlentscheides soll klein gehalten werden. Weil allerdings die massgebenden Grössen unausweichlich ungenau sind, ist völlige Entscheidungssicherheit unerreichbar.

Es obliegt Gerichten und Behörden, durch Angabe von Toleranzbereichen festzulegen, was in einer bestimmten Sachlage als Fehlentscheid und damit als Versagen des Verfahrens zu definieren ist. Zusätzlich muss definiert werden, mit welcher Wahrscheinlichkeit ein solches Versagen in Kauf genommen werden soll. Die Grundlage dazu liefert die Angabe des Konfidenzintervalls und des Konfidenzniveaus durch die Berechnungsinstanz. Darin liegt die Motivation für die vorliegende Untersuchung. Dies enthebt aber die Entscheidungsträger in keiner Weise von der Verantwortung, die genannten zusätzlichen Regeln transparent festzulegen, was eine juristische und keine naturwissenschaftliche Aufgabe ist.

2.2. Ziele

Mit der vorliegenden Arbeit werden folgende Ziele verfolgt:

- Identifizieren von Einflussgrössen und systematischen Effekten bei der Fluglärmberechnung;
- Quantifizieren der Unsicherheiten von berechneten Fluglärmbelastungen;
- Darstellen der ermittelten Berechnungsunsicherheiten in kartografischer Form;
- Identifizieren von Einflussgrössen und systematischen Effekten bei der Messung des Fluglärms;
- Quantifizieren der Unsicherheit von gemessenen Fluglärmbelastungen;
- Unterbreiten von Vorschlägen zur Berücksichtigung der Unsicherheiten bei der Beurteilung von Fluglärmbelastungen.

In erster Linie geht es darum, die Genauigkeit von berechneten und gemessenen Fluglärmbelastungen in Form von Unsicherheiten auszudrücken und zu quantifizieren. Dabei gilt es zu untersuchen, welche Elemente resp. Einflussgrössen zu den Unsicherheiten beitragen. Es soll der Frage nachgegangen werden, wo man am besten ansetzt, um die Unsicherheiten zu verringern. Zudem soll aufgezeigt werden, ob im statistischen Sinne signifikante Unterschiede zwischen gemessenen und berechneten Fluglärmbelastungen bestehen und woher diese Unterschiede kommen. Der Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Werten ist dabei wichtig, um systematische Effekte zu erkennen und damit die Grenzen resp. die Anwendungsbereiche des einen oder anderen Verfahrens aufzuzeigen. Daraus sollen Empfehlungen bezüglich Verbesserungen in den Berechnungsmodellen oder Messverfahren abgeleitet werden. Sind die Berechnungsunsicherheiten inkl. allfälliger systematischer Effekte quantifiziert, soll eine Karte der Unsicherheiten erstellt werden. Anhand dieser lassen sich die möglichen Auswirkungen und Konsequenzen der Berechnungsunsicherheiten auf den Grundbesitz sowie die Orts- und Regionalplanung erkennen. Dabei soll die Frage diskutiert werden, wie gross die Berechnungsunsicherheiten sein dürfen, damit eine gesetzeskonforme Beurteilung der Lärmbelastung überhaupt noch möglich ist. Zudem sollen Vorschläge erarbeitet werden, wie beispielsweise Planungsbehörden oder Gerichte die Unsicherheiten in ihren Entscheiden berücksichtigen können.

2.3. Systemabgrenzung

2.3.1. Definition Unsicherheit

Als Unsicherheit wird in Übereinstimmung mit dem *Guide of the Expression of Uncertainty in Measurement* GUM [104] ein dem Ergebnis zugeordneter Parameter verstanden, der die Streuung der Werte kennzeichnet, die vernünftigerweise der Messgrösse zugeordnet werden können. Dieser beschreibende Parameter entspricht in der vorliegenden Arbeit der einfachen Standardabweichung. Zum Testen von signifikanten Abweichungen (beispielsweise zwischen Berechnung und Messung) wird die zweifache Standardabweichung verwendet im Sinne eines 95%-Konfidenzintervalls. Die Grundbegriffe und verwendeten statistischen Werkzeuge werden in Kapitel 3.8 erläutert. Die im statistischen Sinne quantifizierbaren Unsicherheiten entsprechen somit der Streuung des berechneten oder gemessenen Pegels um seinen wahren Wert. Da sowohl Messungen als auch Berechnungen nur Schätzungen für diesen wahren Wert sind, welcher a priori unbekannt ist, müssen die Unsicherheit von Berechnungen und die Unsicherheit von Messungen bestimmt werden.

2.3.2. Unsicherheit der Berechnung

In Kapitel 4 werden die wichtigsten Unsicherheitskomponenten des akustischen Modells quantifiziert. Sie werden nachfolgend mit dem Begriff Modellunsicherheit umschrieben. Die Modellunsicherheit wird am Beispiel des in der Schweiz eingesetzten Berechnungsprogramms FLULA2 ermittelt, indem verschiedene seiner Modellkomponenten analysiert werden. Das Programm wurde Ende der 80er Jahre entwickelt und ist in [86] und [107] dokumentiert. Es dient hauptsächlich zur Berechnung der Jahresbelastungen nach den gesetzlichen Anforderungen [68], [110]. Im Vordergrund steht somit die Ermittlung der Unsicherheit berechneter Jahresbelastungen. Sie werden exemplarisch für zwei Flughäfen (Genf und Zürich), für ein Belastungsjahr (2003) und für die zwei Zeitabschnitte von 06 bis 22 Uhr und 22 bis 23 Uhr flächendeckend berechnet und kartografisch dargestellt. Ausgehend von der Unsicherheit dieser realen Belastungszustände wird die Unsicherheit von Prognosen abgeschätzt. Dabei wird untersucht, wie genau die Flugbahnstreuung neuer oder geänderter An- und Abflugrouten modelliert und eine zukünftige Flotte beschrieben werden kann und wie sich allfällige Unsicherheiten in den Bewegungszahlen auf den Mittelungspegel auswirken.

2.3.3. Unsicherheit der Messung

Kapitel 5 beschäftigt sich mit der Unsicherheit von akustischen Messungen. Zur Bestimmung der Messunsicherheit werden Normen konsultiert, welche Vorgaben bezüglich der Toleranzen von Messgeräten enthalten. Es werden Simulationen gemacht, um systematische Effekte zu quantifizieren, welche durch die Einstellung der Messgeräte und durch Fremdgeräusche verursacht werden. Zudem werden eigene Messungen am Standort der automatischen Messstellen analysiert, um Anhaltspunkte über den Einfluss der Messumgebung zu erhalten.

2.3.4. Vergleich zwischen Berechnung und Messung

In Kapitel 6 werden Berechnungen mit Messungen verglichen. Beim Vergleich der Jahresmittelwerte wird untersucht, ob unter Einbezug der Modell- und Messunsicherheiten die Differenzen zwischen Berechnung und Messung signifikant sind oder nicht. Es werden die gemessenen Jahresmittelwerte ausgewählter Monitoringpunkte in Zürich und Genf aus den Jahren 2000 bis 2003 den berechneten Pegelwerten gegenüber gestellt.

In Ergänzung dazu wird eine Vielzahl von Einzelflugsimulationen mit Einzelmessungen verglichen und statistisch ausgewertet. Auch hier wird untersucht, ob einzelne Flugzeugtypen systematisch zu laut oder zu leise berechnet werden. Daneben sollen der Einfluss und die Wirkung verschiedener Grössen wie Distanz, Flughöhe, Windrichtung, Windgeschwindigkeit, Temperatur, Luftfeuchtigkeit und Ausbreitungsbedingungen auf den simulierten Pegel analysiert werden.

2.4. Stand des Wissens

Die Frage, wie genau eine Berechnung ist, wird in der Regel durch den Vergleich mit Messungen an Monitoringstationen beantwortet. Die SAE AIR 1845 von 1986 [95], welche die Grundlage zum Programm INM [78] ist, widmet der Frage „Monitor/Berechnung“ einen fünfseitigen Anhang. Bei den dort untersuchten Fällen betragen die mittleren Abweichungen an einzelnen Monitoringstandorten zwischen -4.3 dB (Berechnung zu leise) bis +2.6 dB (Berechnung zu laut). Es wird darauf hingewiesen, dass bei unkorrekter Modellierung des Flugbetriebs wie beispielsweise Fehlern in der Anzahl Flugbewegungen, Flugzeugtypen, An- und Abflugverfahren sowie Gewicht und Steigvermögen die Abweichungen noch grösser sein können.

Mitte der 90er-Jahre beschloss die ICAO (*International Civil Aviation Organisation*) in ihrer Untergruppe CAEP (*Committee on Aviation Environmental Protection*) ihre Empfehlung zur Berechnung von Fluglärm [48] einer Revision zu unterziehen. In diesem Zusammenhang sollten verschiedene länderspezifische Berechnungsverfahren miteinander verglichen werden. Dazu wurde die internationale Arbeitsgruppe „Model 1“ unter dem Engländer John Ollerhead ins Leben gerufen. Sie bestand aus Vertretern von mehreren europäischen Ländern, darunter auch der Schweiz, den USA und von Japan. Nach dem Sammeln der Dokumentationen zu den verwendeten, länderspezifischen Programmen wurde ein Modellflughafen definiert und von den Teilnehmern berechnet. Fig. 2-1 zeigt oben die mit diversen Programmen berechneten 55 dB Niveaulinien für Starts und unten die dazugehörigen Flugspuren.

Leider erwies sich dieser Vergleich als wenig aussagekräftig. Obwohl 19 Flugzeugtypen berechnet wurden, wurde das Ergebnis dominiert von nur zwei Flugzeugen (B747 für Starts nach Westen und Norden, B727 für Starts nach Osten). Es folgte die Berechnung für einzelne Abflüge. Abgesehen vom verwendeten Modell, ergaben sich immer noch Unterschiede, weil einzelne Teilnehmer das vom INM vorgeschlagene Steigprofil verwendeten, während andere das in der Aufgabenstellung definierte Profil übernahmen. Erst nach der Berechnung mit exakt denselben Flugprofilen traten die Unterschiede in den Modellansätzen hervor. Sie wurden lokalisiert in der unterschiedlichen Quellenstärke, in den unterschiedlichen Ansätzen für die Luftdämpfung, der seitlichen Dämpfung und in der Modellierung der Leistungsreduktion nach dem ersten Steigflug.

Die Behandlung dieser Themen erwies sich aus politischen Gründen als schwierig, so dass die CAEP ihre Aktivitäten in diesem Bereich einstellte. Die europäischen Mitglieder von „Model 1“ führten die Arbeiten unter dem europäischen Flügel der ICAO, der ECAC (*European Civil Aviation Conference*) fort, indem die Revision der Berechnungsanleitung DOC.29 [24], dem Schwesterdokument zum *Circular* 205 [48], in Angriff genommen wurde. Die Erfahrungen aus den Modellvergleichen führten dazu, dass zusätzlich zur aufdatierten Modellbeschreibung (*Volume* 2 [26]) eine neue, umfangreiche Benutzeranleitung entstand (*Volume* 1 [25]). Die Kernbotschaft dieses *Application Guide* ist, dass auch das ideale Programm falsche Ergebnisse liefert, wenn die Eingabedaten in Bezug auf Flugwege, Leistungsannahmen, Flugzeugtypen etc. falsch sind. Es ist geplant, in einem dritten Band (*Volume* 3) die Validierung von Modellen anhand von Messungen zu beschreiben. Die Arbeiten dazu sind aus verschiedenen Gründen ins Stocken geraten.

Im Rahmen der beschriebenen Modellvergleiche untersuchte die Empa die Abweichungen zwischen FLULA2 und INM 6.0 für diverse Situationen mit den genau gleichen Eingabedaten [32]. Es zeigte sich, dass FLULA2 aus den folgenden Gründen tendenziell ein bis zwei Dezibel lauter ist als INM: FLULA2 berechnet die Schallenergie vom ganzen Überflug, INM aber nur bis 10 dB unter den Maximalpegeln. INM verwendet eine höhere Luftdämpfung und eine grössere seitliche Dämpfung (so genannte *lateral attenuation*). Und schliesslich berücksichtigt FLULA2 durch den Einbezug seitlicher Messpunkte zur Bestimmung der Quellencharakteristiken die verstärkte seitliche Schallabstrahlung, während die Daten von INM auf dem senkrecht über den Messpunkt hinweg fliegenden Flügen beruhen. Der letzte Punkt dürfte einer der Hauptgründe sein, warum die Quellendaten von FLULA2 tendenziell lauter sind als in INM.

In den USA unterzog das Ingenieurbüro HMMH (Harris Miller Miller & Hanson) 1999 das Programm INM einer Genauigkeitsprüfung, indem Berechnungen unter Verwendung von Radardaten mit Monitoringmessungen verglichen wurden [42]. Der Vergleich ist statistisch sauber ausgeführt und umfasst diverse Flugzeugtypen und Distanzen. Die Schlussfolgerungen liefern keine neuen Erkenntnisse; sie

bestätigen bereits bekannte Tatsachen. Es wird eine generelle Unterbewertung der INM-Berechnungen im Vergleich zu Messungen konstatiert, wobei grosse Unterschiede zwischen einzelnen Flugzeugtypen zu verzeichnen sind. HMMH gibt auch die Empfehlung ab, dass zur Überprüfung von INM die Zertifizierungsmessungen reproduziert und mit Hilfe von Monitoringdaten die Ausbreitungsmodelle überprüft werden sollen. Leider macht HMMH keine Angaben oder Hinweise, wie sich die festgestellten Abweichungen auf berechnete Gesamtbelastungen auswirken.

Der Vergleich zwischen Messungen und Berechnung zwecks Validierung von Berechnungsprogrammen ist vor allem in England und Norwegen institutionalisiert. Die dort verwendeten Programme ANCON [76], [77] resp. NORTIM [79] entsprechen in ihrer Grundstruktur dem INM. Sie sind jedoch den Bedürfnissen der einzelnen Länder angepasst. Zudem sind die akustischen Datensätze anhand von Monitoringmessungen nicht nur validiert, sondern sie stammen zum Teil auch aus der Auswertung von Monitoringdaten [38], [92]. Somit werden die Monitoringmessungen als beste Schätzung für den wahren Pegelwert angesehen. In wieweit dabei Messunsicherheiten berücksichtigt werden, geht aus der Literatur nicht hervor.

Im Normenentwurf ISO/DIS 20'906 [58] findet sich für Monitoringmessungen eine Abschätzung der Unsicherheiten nach der Vorgehensweise des GUM [104]. Allerdings ist hier die Fragestellung eingegrenzt auf das Problem, welche Unsicherheit die reale Messung in Bezug zum „wahren" Immissionswert hat, d.h. Schallemission, Schallausbreitung und lokale Reflexionen erzeugen einen Immissionspegel, den es mit gegebener Unsicherheit zu erfassen gilt. Die Unsicherheit wird einerseits beeinflusst von der Stabilität des Schallpegelmessers, den Eigenschaften des Mikrophons und der Kalibrierung und anderseits von der Frage, wie gut das Flugereignis vom Umgebungslärm getrennt erfasst werden kann. Der Normenentwurf liefert ein Rezept zur Berechnung der Messunsicherheit. Der sich daraus ergebende Wert von knapp 1.5 dB im Sinne einer Standardunsicherheit ist in dieser Höhe anzuzweifeln. Eine Standardunsicherheit von 1.5 dB führt nämlich dazu, dass praktisch jede Abweichung zwischen Messung und Berechnung in der Grössenordnung von 3 dB als nicht signifikant deklariert werden müsste – bei Annahme eines Konfidenzintervalls von 95%.

Es fällt auf, dass bei den statistischen Analysen von HMMH (INM), von der CAA (ANCON) oder von SINTEF (NORTIM) jeweils nur die Standardunsicherheiten zur Deklaration von signifikanten Abweichungen zwischen Messung und Berechnung verwendet werden. Angaben zur effektiven Modellunsicherheit werden keine gemacht. Eine Analyse der Modellunsicherheit wurde zwar von Kevin Restrick im Auftrage von EUROCONTROL am Beispiel von INM durchgeführt [91]. Er unterzieht dabei sämtliche Funktionsgleichungen einer Fehleranalyse nach dem Gauss'schen Fehlerfortpflanzungsgesetz, indem er jede Funktion nach den einzelnen unabhängigen Variabeln ableitet und die relativen Unsicherheiten schätzt. Er versucht auch, Aussagen über die gegenseitigen Abhängigkeiten (Korrelationen) einzelner Einflussfaktoren zu machen; die Umsetzung auf Gesamtbelastungen fehlt jedoch auch hier. Dies versuchen Probst & Donner [88], indem sie eine Methode angeben, wie Unsicherheiten von allgemeinen akustischen Immissionsprognosen berechnet werden können. Es fehlt ihnen jedoch an detailliertem Datenmaterial zur Bestimmung der Unsicherheit bei der Schallausbreitung, so dass sie diesbezüglich einen vereinfachten Ansatz wählen müssen.

Mit der Schallausbreitung in der Atmosphäre beschäftigt sich Cremezi in ihrer Dissertation [17]. Mit Unterstützung von Airbus bei der Berechnung der exakten Schallemission versucht sie mittels kontrollierten Messungen und entsprechenden, aufwändigen Schallausbreitungsberechnungen in inhomogener Atmosphäre den Einfluss von Turbulenzen, Luftabsorption (in verschieden kalten Luftschichten) und Schallbeugung zu bestimmen. Besonders bei eher bodennahen Ausbreitungen über mehr als zwei Kilometer findet sie dabei Schwankungen von 5 bis 10 dB zwischen Messung und Modellrechnung.

Trotz der zitierten Untersuchungen, die berechnete und gemessene Pegel oder die Resultate verschiedener Modelle miteinander vergleichen oder sich mit Mess- oder Modellunsicherheit oder ganz allgemein mit der Unsicherheit bei Immissionsprognosen beschäftigen, liegen bis anhin keine Arbeiten vor, welche all diese methodischen Ansätze verknüpfen und unter Einbezug von Messdaten und Modellrechnungen Angaben zur Unsicherheit von Gesamtbelastungen machen resp. diese räumlich darstellen. Die vorliegende Arbeit setzt hier an.

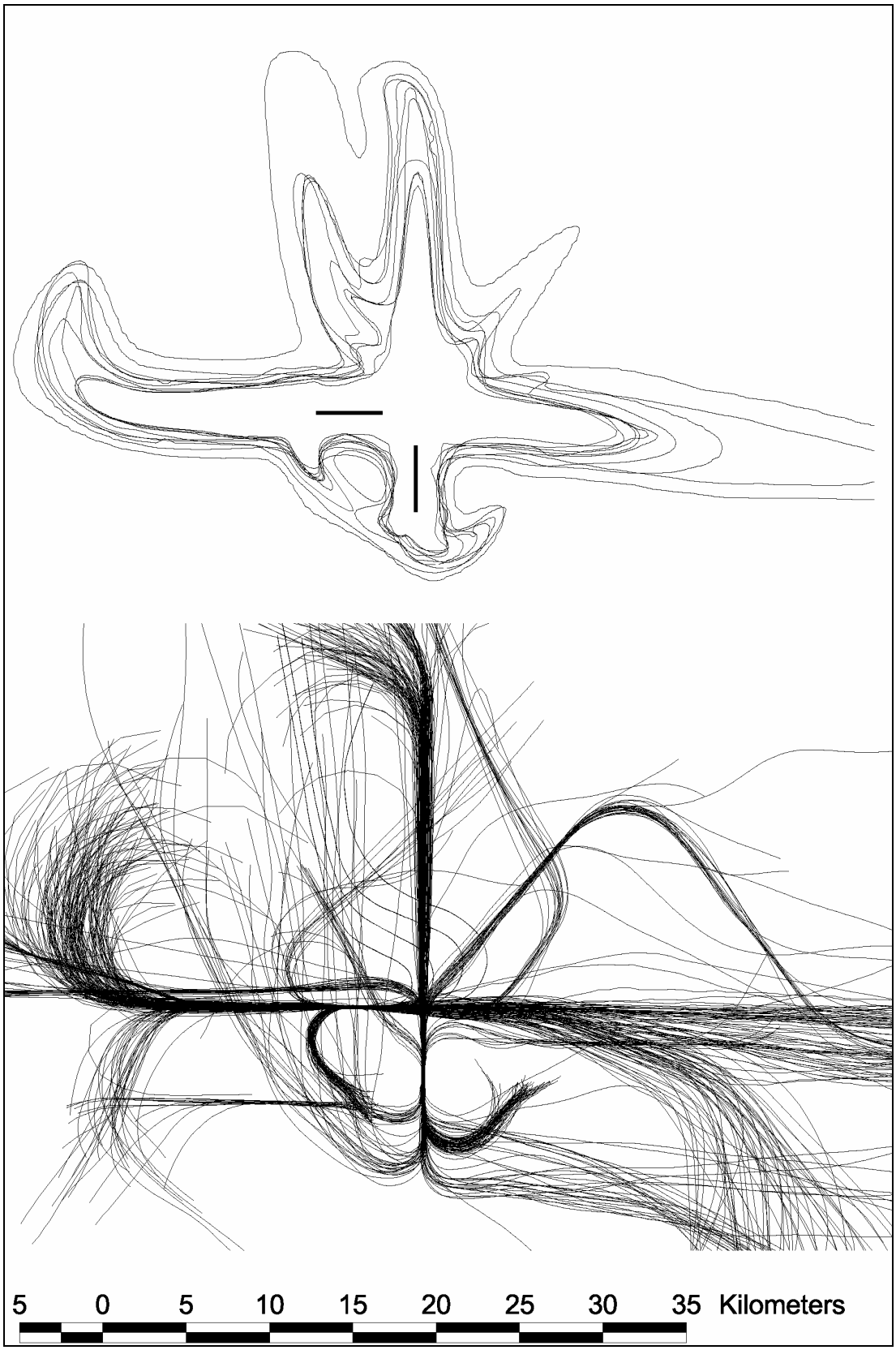


Fig. 2-1 Ergebnis der von der Arbeitsgruppe „Model 1“ der CEAP (Untergruppe der ICAO) für einen modellhaften Flughafen durchgeführten Vergleichsberechnungen mit verschiedenen länderspezifischen Berechnungsverfahren für Fluglärm: oben die mit den Programmen berechneten 55 dB Niveaulinien für Starts; unten die dazugehörigen Flugspuren.

3. Grundlagen und methodische Ansätze

3.1. Überblick

Das vorliegende Kapitel 3 liefert einen Überblick der verwendeten Grundlagen und beschreibt die methodischen Ansätze. Es bildet die Basis für die nachfolgenden Kapitel 4, 5 und 6. Zu Beginn werden die akustischen Zielgrössen für die Unsicherheitsbetrachtung definiert und die Funktionsweise einer akustischen Messung erklärt. Danach werden die Grundelemente eines akustischen Modells und das Vorgehen bei der Berechnung von Gesamtbelastungen beschrieben. Darauf folgt ein kurzer Exkurs über die in akustischen Modellen nicht berücksichtigten Einflussgrössen und deren Bedeutung. Anschliessend werden die verfügbaren Daten sowie die statistischen Werkzeuge vorgestellt, welche bei der Ermittlung der Modell- und Messunsicherheiten sowie beim Vergleich von Berechnung und Messung verwendet werden. Zum Schluss des vorliegenden Kapitels wird ein Konzept vorgestellt, wie die Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen unter Berücksichtigung der Berechnungsunsicherheiten erfolgen könnte.

3.2. Ereignispegel als Zielgrösse der Unsicherheitsbestimmung

Wie in Kapitel 1.2 kurz erläutert dient der *Leq* als akustisches Basismass für die Berechnung und Beurteilung von Lärmbelastungen, wobei er fallweise direkt oder mit empirischen Korrekturen angewendet wird (vgl. Anhang A2.4). Im *Leq* wird die gesamte, während eines vorgegebenen Betrachtungszeitraums eingestrahlte flächenbezogene Schallenergie erfasst und gleichmässig über diesen Zeitraum verteilt. Die flächenbezogene Energie wird üblicherweise als Intensität in Watt pro Quadratmeter ausgedrückt. Von der über die Zeit gemittelten Intensität wird der Pegel berechnet.

In der Praxis wird der *Leq* aus den Einzelereignispegeln (*single event level*) L_{AE} ermittelt. Der L_{AE} ist ein Mass für die eingestrahlte Schallenergie eines einzelnen Vorbei- resp. Überfluges. Wenn es um die Unsicherheit von berechneten oder gemessenen Lärmbelastungen geht, ist also die Unsicherheit der Ereignispegel resp. die Unsicherheit ihrer energetischen Summe massgebend. Die Unsicherheit der Maximalpegel ist in der vorliegenden Arbeit von untergeordneter Bedeutung und wird nur am Rande betrachtet. Weitere Details zu den akustischen Basisgrössen können im Anhang A2 nachgelesen werden.

3.3. Akustische Messungen bei Flugplätzen und Flughäfen

3.3.1. Vorbemerkung

Man muss unterscheiden zwischen automatischen Messungen an fixen Monitoringstationen und begleiteten Messungen an ausgewählten Standorten.

Begleitete Messungen erfolgen unter wohl definierten und kontrollierten Bedingungen. Die Messmikrofone können so positioniert werden, dass Fremdeinflüsse wie Bodeninterferenzen, Reflexionen und Umgebungsgeräusche praktisch ausgeschlossen werden können. Vogelstimmen, Windgeräusche oder technische Lärmquellen lassen sich durch direktes Abhören der Aufnahmen erkennen und im Labor manuell ausblenden.

Bei begleiteten Messungen lässt sich jedes Lärmereignis dank direkter Augenbeobachtungen identifizieren und einem bestimmten Flugzeugtyp zuordnen. Begleitete Messungen sind jedoch wegen ihres grossen personellen sowie materiellen Aufwands zeitlich begrenzt, so dass sie nur stichprobenartig den Fluglärm erfassen können. Sie eignen sich jedoch zur Untersuchung bestimmter Fragestellungen oder auch zur Überprüfung der automatischen Messungen an fixen Monitoringstationen.

Monitoringstationen stehen in der Regel dort, wo auch Menschen wohnen. Die Messmikrofone sind meist auf Dächern montiert, die je nach Position der Flugzeuge den einfallenden Schall reflektieren und dadurch den gemessenen Pegel erhöhen können. Umliegende Häuser können ebenfalls zu Reflexionen führen oder Abschattungen bewirken. In urbanen Gebieten sind hohe Umgebungs- oder Fremdgeräusche die Regel. Sie beeinflussen die Messungen in unterschiedlichem Masse. Grundsätz-

lich sind jedoch solche und ähnliche Einflüsse eine Eigenschaft des Messstandorts und nicht a priori als Messfehler zu betrachten. Sie sind jedoch zu berücksichtigen, wenn verschiedene Messungen miteinander oder Berechnungen mit Messungen verglichen werden.

Automatische Stationen sind im Gegensatz zu begleiteten Messungen „blind". Damit ein gemessenes Lärmereignis einer realen Flugbewegung zugeordnet werden kann, sind technisch anspruchsvolle Einrichtungen notwendig. Deshalb versteht man unter einem Monitoringsystem eines grösseren Flughafens heute eine Anlage, die Flugweg-, Flugplan, Fluglärm- und Wetterdaten aufzeichnet, speichert und analysiert.

3.3.2. Erkennen und Erfassen von Fluglärmereignissen

Zur Detektion und Identifikation von Fluglärmereignissen kommen zwei unterschiedliche Methoden zur Anwendung: Die Radarmethode und die Zeitfenstermethode. Oft sind auch Mischsysteme im Einsatz.

Bei der Radarmethode sucht das System eine Flugspur, die sich zum Zeitpunkt des Spitzenpegels in einem definierten Raumquadranten befindet. Die Zeitfenstermethode dagegen orientiert sich am Flugplan. Der Flugplan gibt an, auf welcher Piste zu welchem Zeitpunkt ein Flugzeug landet oder startet. Anhand der „Reisezeit" bis zur Messstelle werden unter zu Hilfenahme von Zeitfenstern die Lärmereignisse den „Lärm-Verursachern" zugeordnet.

Um Detektion und Identifikation von Fluglärmereignissen zu optimieren, werden oft Radar- und Zeitfenstermethode kombiniert. In Zürich beispielsweise erfolgt die Fluglärmverknüpfung in erster Priorität auf der Grundlage der Radardaten. Werden mehrere Flugspuren detektiert, wird das Lärmereignis der am nächsten vorbeiführenden Flugspur zugeordnet. In solchen Fällen wird das Lärmereignis mit dem Vermerk *multiple* versehen. Entsprechend wird mit *single* ein Ereignis bezeichnet, welches im Bereich der Messstelle nur eine Flugspur aufweist. Kann das System jedoch keine Flugspur finden, so wird zusätzlich die Zeitfenstermethode angewendet.

Im Anschluss an eine Tagesmessung erfolgt eine manuelle Kontrolle der Fluglärmzuordnungen. Dabei wird unter anderem überprüft, ob es Starts von lauten Flugzeugen gibt, die an einer bestimmten Messstelle kein Lärmereignis haben, oder ob die hohen Spitzenpegel den richtigen Flugbewegungen resp. Flugzeugen zugeordnet werden. Derartige Kontrollen sind im Zusammenhang mit der Bestimmung des Mittelungspegels *Leq* sehr wichtig. Denn beim *Leq* ist entscheidend, dass erfasste laute Lärmereignisse als Fluglärmereignisse erkannt werden, sofern diese von einer Flugoperation verursacht sind, und dass laute Flugzeuge auch ein Lärmereignis generieren, sofern das Flugzeug die Messstelle im näheren Umfeld überfliegt.

3.3.3. Messung eines Einzelereignisses

Die DIN 45'643 [20] beschreibt im Teil 2 die Anforderungen an Fluglärmüberwachungsanlagen. Die Systeme in Zürich und Genf lehnen sich an diese seit 1974 gültige normative Vorschrift an. Erfasst werden in der Regel A-bewertete 1-Sekunden-Mittelungspegel (nachfolgend mit L_{Ai} bezeichnet). Abgespeichert werden unter anderem Ereignispegel L_{AE} und Maximalpegel $L_{AS,max}$. Als Dauer zur Bestimmung des L_{AE} gilt in der Regel die Zeitspanne, während welcher sich der L_{Ai} über der Messschwelle befindet. Sie wird als Schwellenzeit t_S bezeichnet. Im Gegensatz dazu wird in der DIN als Ereignisdauer die Zeitspanne verwendet, während welcher der L_{Ai} weniger als 10 dB unter dem $L_{AS,max}$ liegt. Sie wird mit t_{10} bezeichnet (vgl. Anhang A2.3).

Ein Flugereignis wird durch eine Start- resp. Landemeldung definiert. Sobald der L_{Ai} die Messschwelle für eine Mindestzeit t_M überschreitet, bildet sich ein Lärmereignis. In Zürich wird die Mindestzeit t_M als untere Zeitgrenze *UZ* bezeichnet. Sie beträgt je nach Station zwischen 5 und 10 Sekunden. Kann das Lärmereignis einer Flugspur oder einem Flugplan zugeordnet werden, so mutiert es zum Fluglärmereignis. Das Fluglärmereignis dauert so lange, bis der L_{Ai} die Messschwelle (nachfolgend als Schwellenpegel L_S bezeichnet) unterschreitet.

Gemäss DIN 45'643 wird ein Lärmereignis erst dann abgeschlossen, wenn der Pegel eine bestimmte Zeit unterhalb des Schwellenpegels bleibt. Die entsprechende Zeitspanne wird als Horchzeit t_H bezeichnet. Wird während der Horchzeit der Schwellenpegel wieder überschritten, so wird das entsprechende Geräusch dem vorausgegangenen Fluglärmereignis zugeordnet. Dies bedeutet, dass bei zwei kurz aufeinander folgenden Überflügen das zweite Lärmereignis ins erste integriert wird und als

eigenständiges Lärmereignis verloren geht. Die Messanlage des Flughafens Zürich verwendet deshalb keine Horchzeit sondern eine obere Zeitgrenze *OZ*. Bei Erreichen der oberen Zeitgrenze wird das Lärmereignis abgebrochen und unmittelbar ein neues Lärmereignis gebildet (mit *UZ*=0), falls der L_{Ai} den Schwellenpegel nicht unterschreitet. Die obere Zeitgrenze beträgt je nach Station 50, 70 oder 90 Sekunden (vgl. Anhang A18.2).

Die Schwellenpegel dienen dazu, ein Geräusch als potentielles Fluglärmereignis zu erkennen und Grundgeräusche zu eliminieren. Gemäss DIN 45'643 sollte der Schwellenwert L_S mindestens 3 dB über dem Grundgeräuschpegel L_{res} liegen. In Zürich sind es je nach Messstation im Mittel zwischen 3 und 11 dB, in Genf zwischen 5 und 7 dB (vgl. Anhang A19.11, Tabelle A, *GGPA* minus *dMS*). Zürich verwendet fixe Schwellenpegel L_S, die sich von Station zu Station unterscheiden. Zur Nachtzeit werden bei einzelnen Messstellen die Schwellenpegel abgesenkt. In Genf erfolgt seit Mitte 2003 eine dynamische Steuerung der Messschwellen. Je nach Höhe des Grundgeräuschpegels werden keine festen, sondern variable Schwellen verwendet. Dies bedingt eine kontinuierliche Überwachung und Bestimmung des Grundgeräuschpegels.

Fig. 3-1 zeigt die wichtigsten Einstellungsparameter (*setup*) am Beispiel eines theoretischen Fluglärmereignisses mit einem Maximalpegel von 90 dB und einem konstanten Pegelanstieg resp. Pegelabfall von 2 dB pro Sekunde. Die Säulen stellen den Ein-Sekunden-Mittelungspegel L_{Ai} dar. Der gemessene Ereignispegel entspricht in der Grafik der energetischen Summe aller L_{Ai}, beginnend bei 15 und endend bei 45 Sekunden. Die dazu notwendige Berechnungsvorschrift lautet:

Eq. 3-1 $$L_{AE} = 10 \cdot \lg\left(\sum_{i=1}^{n} 10^{0.1 \cdot L_{Ai}}\right)$$

L_{Ai}: A-bewerteter Momentanpegel mit einer Integrationszeit von 1 Sekunde (Ein-Sekunden-Mittelungspegel)

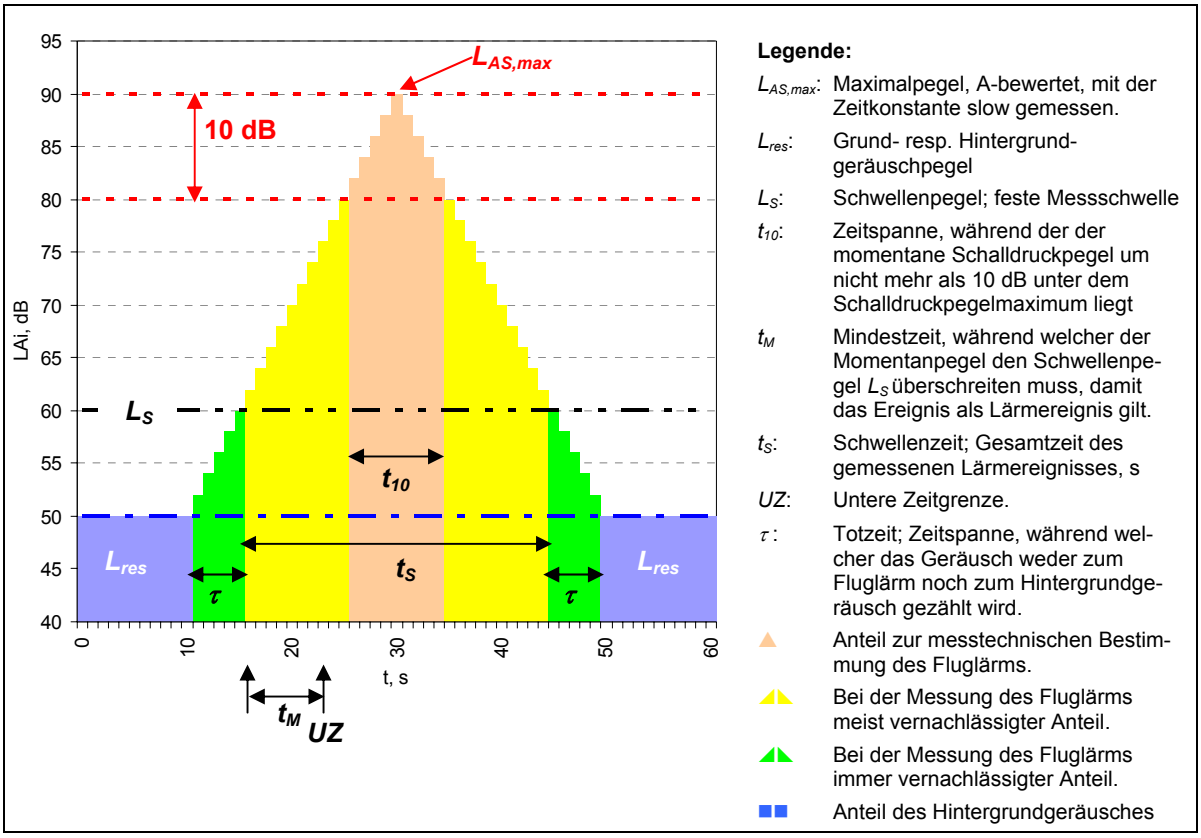


Fig. 3-1 Pegel-Zeit-Verlauf eines theoretischen Lärmereignisses.

In Fig. 3-1 ist gut ersichtlich, dass sich der L_{AE} eines Fluglärmereignisses aus den grünen, gelben und blassroten Säulen resp. Pegelwerten zusammensetzt. Eine begleitete Messung vermag dank individueller Kontrolle diesen L_{AE} recht gut zu erfassen. Die automatische Messung dagegen beschränkt sich wegen der anlagenspezifischen Einstellungen immer nur auf Teile des gesamten Lärmereignis-

ses. Je nach Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel wird der gemessene Pegel aus den blassroten und/oder gelben Säulen gebildet. Die Randzonen des gesamten Ereignisses (grüne Säulen) bleiben hingegen bei automatischen Messungen unberücksichtigt.

Tab. 3-1 zeigt die Kriterien bei der Messung von Einzelereignis- und Maximalpegeln im Falle von Zürich. Übersteigt der Maximalpegel $L_{AS,max}$ den Schwellenpegel L_S um mehr als 10 dB, so wird der Ereignispegel über die t_{10}-Zeit gebildet. Liegt der Maximalpegel zwischen 4 und 10 dB über der Messschwelle, so wird als Integrationszeit die Schwellenzeit t_S benutzt. Bei Maximalpegeln von 0 bis 4 dB über der Schwelle werden keine Ereignispegel gebildet, sondern nur die Maximalpegel abgespeichert.

Tab. 3-1 Kriterien bei der Messung von Einzelereignis- und Maximalpegeln am Beispiel von Zürich.

Kriterium	Bezugszeit für L_{AE}	Ausgegebene Messgrössen
$(L_{AS,max} - L_S) \geq 10$ dB	t_{10}	L_{AE}, $L_{AS,max}$
4 dB $\leq (L_{AS,max} - L_S) <$ 10 dB	t_S	L_{AE}, $L_{AS,max}$
$0 \leq (L_{AS,max} - L_S) <$ 4 dB	-	$L_{AS,max}$

3.3.4. Fremdgeräusche

Fremdgeräusche verursachen hauptsächlich in urbanen Gebieten einen sich im Laufe des Tages verändernden Grundgeräuschpegel unbekannter Höhe, welcher von Messstandort zu Messstandort stark variieren kann. Fremdgeräusche bewirken eine Pegelerhöhung, da der gemessene Fluglärmpegel immer auch einen Anteil des Grundgeräuschpegels L_{res} enthält. Die Höhe dieser Kontamination hängt dabei stark vom Grundgeräuschpegelabstand *GGPA* ab, der hier als Differenz zwischen Maximalpegel $L_{AS,max}$ und Grundgeräuschpegel L_{res} definiert ist.

Je höher der Grundgeräuschpegelabstand ist, desto geringer ist die Kontamination. Beispielsweise bei dem in Fig. 3-1 dargestellten *GGPA* von 40 dB ($L_{AS,max}$ = 90.0 dB, L_{res} = 50.0 dB) beträgt die Kontamination 0.0004 dB und ist somit vernachlässigbar. Wird der *GGPA* jedoch auf 10 dB reduziert, so wird der Spitzenpegel rund 0.5 dB zu hoch gemessen. Bei einem *GGPA* von 4 dB beträgt die Erhöhung des Spitzenpegels gar 2.2 dB.

Zur Bestimmung der Kontamination durch Fremdgeräusche muss man aber den Grundgeräuschpegel kennen. Dieser wird zwar gemessen, in der Regel aber nicht publiziert. Publiziert werden dagegen der Gesamtlärmpegel Leq_{tot} und der Fluglärmpegel Leq_{ac}. Aus diesen beiden Werten lässt sich ein mittlerer Grundgeräuschpegel berechnen, indem der Fluglärmpegel energetisch vom Gesamtlärmpegel abgezogen wird. Anhang A19.3 zeigt die Resultate einer solchen Berechnung am Beispiel der Messstationen von Zürich. Diese Vorgehensweise überschätzt jedoch den Grundgeräuschpegel, denn die Randzonen der Pegel-Zeit-Verläufe (grüne Säulen in Fig. 3-1) werden wegen der Messschwellen so zum Grundgeräusch gezählt, obwohl sie Bestandteil des Flugzeuggeräusches sind.

3.3.5. Ermittlung eines Jahresmittelungspegels aus Messungen

Die Berechnung des Jahresmittelungspegels erfolgt nach dem in Anhang A2.4 beschriebenen Verfahren. Die dazu benötigten Ereignispegel werden im Falle von Zürich nach den in Tab. 3-1 formulierten Kriterien bestimmt und unter Anwendung nachfolgender Formel energetisch aufsummiert.

Eq. 3-2
$$L_{Aeq_T} = 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) = 10 \cdot \lg\left(\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) + 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\right) = 10 \cdot \lg\left(\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) + K_T$$

T: Betrachtungszeit in Sekunden (vgl. Tabelle in Anhang A2.4)
K_T*:* Zeitkorrektur in dB (vgl. Tabelle in Anhang A2.4)
t_0: Bezugszeit von einer Sekunde.

In der Regel ist bei automatischen Stationen keine Mittelung über alle Tage eines Jahres möglich, denn die Messanlage kann in den seltensten Fällen kontinuierlich betrieben werden. Periodische Wartungsarbeiten, technische Pannen oder lärmintensive Aktivitäten in der Umgebung der Messmikrofone führen zu Unterbrechungen oder Ausfällen der Messung. Die Mittelung erfolgt deshalb nur über die Anzahl Betriebstage unter Berücksichtigung der gemessenen Pegelwerte während dieser Tage.

Die Betriebstage ergeben sich aus der Gesamtzahl der Tage eines Jahres minus den von den Flughäfen deklarierten Ausfalltagen. Die massgeblichen Betriebstage zur Bestimmung des Jahresmittelungspegels sind am Beispiel der Jahre 2000 bis 2003 stationsweise getrennt für Zürich und Genf in Anhang A19.9 aufgeführt (Tabelle A). In der Regel können die Stationen während mehr als 300 Tagen im Jahr betrieben werden.

3.3.6. Vor- und Nachteile von akustischen Messungen

Grundsätzlich bilden akustische Messungen die Realität am besten ab, da sie nicht wie Berechnungen auf vereinfachende Modelle zur Beschreibung der komplizierten Phänomene bei der Schallentstehung und Schallausbreitung angewiesen sind. Akustische Messungen gelten aber immer nur für den Standort der Messmikrofone. Mit Ausnahme von begleiteten Messungen lassen sie sich wegen der standortbezogenen Messbedingungen kaum oder überhaupt nicht auf die nähere Umgebung übertragen. Somit sind Messungen ungeeignet für eine Aussage zur flächendeckenden Lärmbelastung. Zudem kann die Fluglärmbelastung durch Messungen nur dann punktuell richtig ausgewiesen werden, wenn der Grossteil der Lärmereignisse erfasst, und wenn jedes Lärmereignis einwandfrei einem (beliebigen) Flugzeug zugeordnet werden kann. Messschwellen bewirken, dass je nach Lage und Standort einer Messanlage die Fluglärmereignisse nur unvollständig erfasst werden. Entsprechende Messungen vermögen das Jahresmittel nicht korrekt abzubilden. Daneben beeinflusst die Höhe der Messschwelle den Mittelungspegel. Dadurch geht die Vergleichbarkeit von Lärmwerten, welche mit verschiedenen Messschwellen gewonnen werden, verloren. Dies muss vor allem beim Vergleich von Messungen mit Berechnungen berücksichtigt werden.

3.3.7. Konsequenzen für die Bestimmung der Messunsicherheit

Messungen können durch folgende Faktoren beeinflusst oder gar verfälscht werden:

- Mikrofone messen ausserhalb der Gerätetoleranz; das heisst sie messen wegen nicht erkannter Defekte oder wegen nicht erfolgter Kalibration systematisch falsch.
- Messschwellen verhindern eine vollständige Erfassung eines einzelnen Fluglärmereignisses, was sich auf die Höhe des gemessenen Ereignispegels L_{AE} auswirkt.
- Messschwellen verhindern die vollständige Erfassung sämtlicher Fluglärmereignisse, die an einer bestimmten Messstelle während eines vorgegebenen Betrachtungszeitraums stattgefunden haben. Die unvollständige Erfassung der Fluglärmereignisse bewirkt eine Unterbewertung des Mittelungspegels und lässt sich anhand von schiefen Maximalpegelverteilungen zeigen (vgl. Anhang A19.10).
- Wartungsarbeiten, Defekte oder Pannen verhindern eine genügend lange Messung zur Bestimmung von Jahresmittelungspegeln.
- Fremdgeräusche erhöhen den gemessenen Pegel.
- Lokale Einflüsse wie Abschirmungen durch Gebäude, Reflexionen an Dächern und Häuserfassaden oder an harten Bodenbelägen bewirken sowohl Pegelerhöhungen als auch Pegelminderungen.

3.4. Akustische Modelle zur Fluglärmberechnung

3.4.1. Vorbemerkung

Die gängigen Modelle zur Fluglärmberechnung benutzen unterschiedliche Ansätze zur Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle und zur Beschreibung der Vorgänge auf dem Ausbreitungsweg des Schalls. Oft sind Emission und Ausbreitung integraler Bestandteil des zur Berechnung von Belastungen verwendeten Datensatzes (H_{ik}-Koeffizienten bei FLULA2 [63], [86]; *Noise-Power-Distance-Tables* bei INM [78], [94]). Diese Verschmelzung hat historische Gründe. Grundsätzlich lässt sich aber jedes Berechnungsverfahren auf denselben Modellansatz zurückführen.

3.4.2. Genereller Modellansatz

Die rechnerische Behandlung von Schallausbreitungsproblemen basiert typischerweise auf einer Formel mit einer Schallleistung als Quellenwert, einer Korrektur für die Richtwirkung und verschiedenen Dämpfungstermen:

Eq. 3-3 $$L_p = L_w + D - \sum_i A_i$$

L_p bezeichnet den Schalldruckpegel beim Empfänger, L_w den (ungerichteten) Schallleistungspegel der Quelle und D die Korrektur für die Richtwirkung der Quelle. Die Summe der A_i steht für die Abschwächungen auf dem Ausbreitungsweg. Die Dämpfungsterme A_i hängen unter anderem von der Distanz r ab, welche der Schall von der Quelle zum Empfänger zurücklegt.[3] Die ISO 9613-2 [57] listet verschiedene Dämpfungsterme auf. Für Fluglärmberechnungen relevant sind:

- Geometrische Dämpfung A_{div}
- Atmosphärische Dämpfung A_{atm}
- Zusatzdämpfung A_{add}

Nachfolgend werden die einzelnen Elemente der Ausbreitungsberechnung beschrieben. Begonnen wird jedoch mit dem Quellenteil, indem das Flugzeug als Schallquelle kurz charakterisiert wird. Da Flugzeuge ein Schallleistungsspektrum aufweisen, welches von der Abstrahlrichtung sowie vom Schub abhängt, werden nach ein paar einführenden Bemerkungen zum Flugzeug als Schallquelle die Richtwirkung und die Leistungssetzung separat diskutiert.

3.4.3. Das Flugzeug als Schallquelle

Änderungen der Triebwerksleistung oder Änderungen in der Stellung der Klappen, der Spoiler oder des Fahrwerks beeinflussen die Schallleistung und damit auch das Frequenzspektrum und die Richtwirkung eines Flugzeugs. Verantwortlich dafür sind hauptsächlich Triebwerksgeräusche (*engine noise*), die sich mit dem Schubniveau der Triebwerke verändern, sowie aerodynamische Geräusche (*airframe noise*), die von der Geschwindigkeit des Flugzeugs abhängen. Um diese Effekte korrekt modellieren zu können, schlägt Isermann eine Separation in vier Teilschallquellen vor [53]: Jetstrahl und Fan als *engine-noise*-Komponenten sowie Auftriebshilfen und Fahrwerk als *airframe-noise*-Komponenten. Jet- und Fanlärm sind jeweils eine Funktion der Frequenz, der Abstrahlrichtung und des Schubs. Die aerodynamischen Geräusche hängen von der Geschwindigkeit und ebenfalls von der Frequenz und der Abstrahlrichtung ab. Jetstrahl, Fan, Auftriebshilfen und Fahrwerk weisen nach diesem Modellansatz ein eigenes Schallleistungsspektrum mit separater Richtwirkung auf.

Die Teilschallquellenmodellierung nach dem oben beschriebenen Muster ist sehr aufwändig und komplex und wird wegen der beschränkten Verfügbarkeit von geeignetem Datenmaterial nur für wissenschaftliche Zwecke eingesetzt. Praxisorientierte Berechnungsverfahren benutzen dagegen zur Ermittlung von Fluglärmbelastungen vereinfachte Modelle zur Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle. Eine mögliche Darstellungsform ist dabei die akustische Punktquelle mit Richtwirkung. Änderungen in der Leistungssetzung lassen sich in diesem Modellansatz durch Pegelkorrekturen bewerkstelligen. Grundgleichung Eq. 3-3 lässt sich somit wie folgt ergänzen:

Eq. 3-4 $$L_p(f,\theta,\varphi,r) = L_w(f) + D(\theta,\varphi) + C - \sum_i A_i(r)$$

Mit f wird die Frequenzabhängigkeit und mit θ sowie φ die Winkelabhängigkeit des Schalldruckpegels ausgedrückt. D steht auch hier für Korrekturen wegen der Richtwirkung, C für Korrekturen wegen unterschiedlicher Leistungssetzung. Vereinfachend wird angenommen, dass der Schallleistungspegel L_w winkelunabhängig, die Richtwirkungskorrektur D dagegen frequenzunabhängig ist.

[3] *A* steht für *attenuation*, das englische Wort für Dämpfung.

3.4.4. Normierte Immissionsspektren von Flugzeugen

Die von einem Flugzeug abgestrahlte und am Immissionsort eingestrahlte Energie verteilt sich auf verschiedene Frequenzen resp. Frequenzbänder. Meist wird der Frequenzbereich in Terzen unterteilt. Jede Terz wird in der Regel bewertet, indem der entsprechende Terzbandpegel mit einem Zu- oder Abschlag versehen wird. Üblich ist die Bewertung nach der A-Filterkurve. Damit soll der Frequenzgang des menschlichen Gehörs, welches nicht für alle Frequenzen gleich empfindlich ist, nachgebildet werden [103]. Die Tabelle in Anhang A9 zeigt am Beispiel einer startenden A320 die anhand der A-Filterkurve bewerteten Schallleistungspegel für die Terzbandmittenfrequenzen von 25 Hz bis 5 kHz. Die gesamte Schallenergie (ausgedrückt als Pegel) ergibt sich dann durch Summation über alle Terzbänder. Die entsprechenden Berechnungsformeln werden in Anhang A2.2 gegeben.

Immissionsseitig gemessene und auf 305 Meter normierte Startspektren von Flugzeugen haben unabhängig von der Antriebsart ihren Hauptenergieanteil in den Frequenzbändern unterhalb von 1000 Hz, die Landespektren dagegen darüber. Wie aus Fig. 3-2 ersichtlich, bestehen nur geringe Unterschiede in den Spektren der Ereignis- und Maximalpegel. Hingegen bestehen im spektralen Verlauf sichtbare Unterschiede zwischen den Antriebsarten. Das Spektrum von Flugzeugen mit Jetantrieb zeigt für Starts und Landungen einen geglätteten Verlauf ohne auffällige tonale Komponenten. Das Maximum liegt bei Starts im Frequenzbereich zwischen 500 und 1000 Hz, bei Landungen etwas darüber, zwischen 1 und 2 kHz (A-bewertet, 305 Meter). Flugzeuge mit Propellerantrieb haben dagegen markante tonale Komponenten im Tieftonbereich zwischen 100 und 250 Hz. Verantwortlich dafür ist der Drehklang als Produkt der Propellerdrehzahl und der Propellerblattzahl [43]. Der Drehklang besteht aus einer Grundgrequenz (Fundamentale) und ganzzahligen Vielfachen (Harmonische), was sich in einem gezackten Frequenzgang zeigt. Die entsprechenden Spitzen lassen sich sowohl im Start- als auch Landespektrum beobachten. Im Landespektrum sind sie jedoch weniger ausgeprägt (vgl. Anhang A11.3).

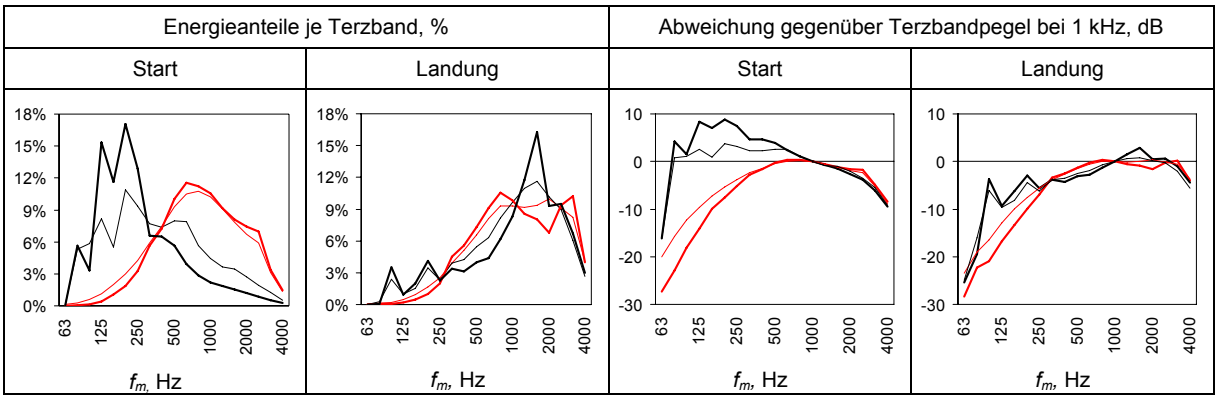


Fig. 3-2 Immissionsspektren (A-bewertet, 305m) des Maximalpegels (fett) und des Ereignispegels (fein) für Flugzeuge mit Jettriebwerken (rot) und Flugzeuge mit Turbopropmotoren (schwarz) getrennt nach Start und Landung.

3.4.5. Modellierung der Richtwirkung von Flugzeugen

Das einfachste Modell einer Quelle geht von einer gleichmässigen Abstrahlung in alle Richtungen aus. Dieses Abstrahlverhalten wird Kugelrichtcharakteristik genannt (schwarzer Kreis in den Grafiken von Fig. 3-3). Flugzeuge sind jedoch Schallquellen mit einer mehr oder weniger starken Richtwirkung. Diese wird in der Regel rotationssymmetrisch in Flugrichtung angenommen. Zur Beschreibung der Rotationssymmetrie wird oft ein trigonometrischer Ansatz gewählt. Als Argument der Winkelfunktion wird der Polarwinkel θ eingesetzt.

Wie beim Spektrum hängt die Richtwirkung stark von der Art des Antriebs ab (vgl. Fig. 3-3). Bei Propellerflugzeugen liegen die Maxima der Schallabstrahlung bei Polarwinkeln zwischen 70 und 80°, was etwa der Propellerebene entspricht (Saab 2000 in Fig. 3-3). Flugzeuge mit Jettriebwerken moderner Bauart haben die maximale Schallabstrahlung nach schräg hinten, bei Polarwinkeln von typischerweise 100° (Airbus A320). Bei Flugzeugen älterer Generation (MD83) und bei Militärjets liegen die Maxima der Schallabstrahlung dagegen bei höheren Polarwinkeln.

Wie aus Fig. 3-3 ersichtlich, ist die Richtwirkung bei der Landung viel weniger ausgeprägt als beim Start. Zudem verwischen sich die Unterschiede in den Antriebsarten. Der Grund dafür liegt hauptsächlich im reduzierten Schub bei der Landung. Während beim Start die nach hinten gerichteten Geräusche des Triebwerksstrahls (*jet-noise*) dominieren und damit die Richtwirkung bestimmen, kommen bei der Landung die nach vorne gerichteten Geräusche des Fans (*fan-noise*) sowie aerodynamische Geräusche (*airframe-noise*) eher zur Geltung.

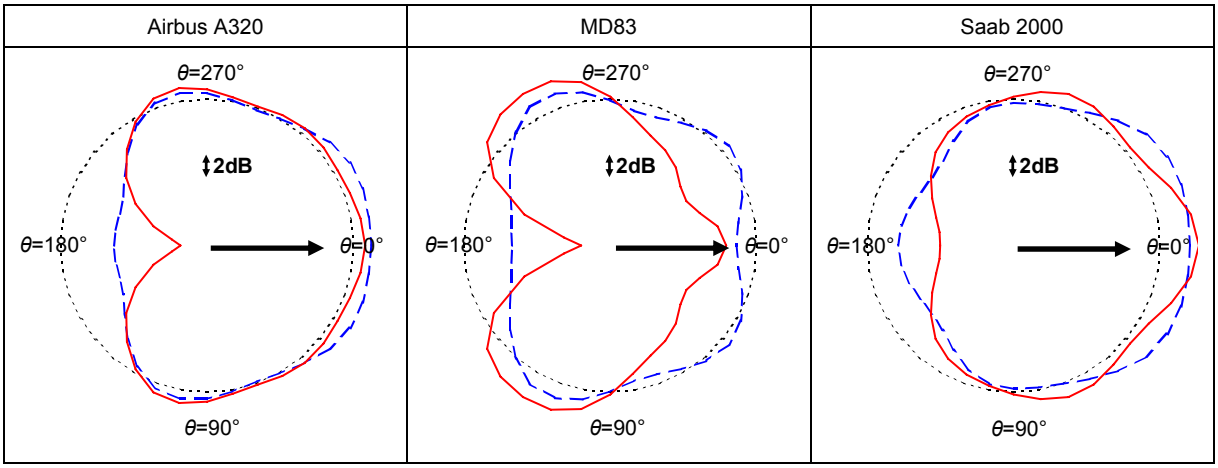


Fig. 3-3 Rotationssymmetrische Richtwirkung beim Start mit voller Leistung (rot ausgezogene Linien) und im Endanflug (blau gestrichelte Linien) für verschiedene Flugzeugtypen in Abhängigkeit des Polarwinkels θ; die Pfeile zeigen die Flugrichtung an.

In Fig. 3-3 sind die Abweichungen gegenüber einem Kugelstrahler dargestellt. Sie lassen sich als Pegelkorrekturen in Abhängigkeit des Polarwinkels θ ausdrücken. Die den Grafiken zugrunde liegenden Korrekturwerte sind in Anhang A14.1 tabelliert. Der Kugelstrahler ist als schwarz gepunktete Linie eingezeichnet. Liegen die roten resp. blauen Kurven beispielsweise ausserhalb dieser Linie, ist in diesem Bereich die Abstrahlung des Flugzeugs ausgeprägter als im Falle eines reinen Kugelstrahlers und die Pegelkorrekturen haben ein positives Vorzeichen.

Da bei der Rotationssymmetrie die Beschreibung der Richtwirkung auf den Polarwinkel beschränkt ist, bleibt die Schallabstrahlung in lateraler resp. azimutaler Richtung unberücksichtigt. Die *Society of Automotiv Engineers* SAE hat bereits Anfang der 80er Jahre erkannt, dass dieser Effekt vor allem in grösseren Distanzen von Bedeutung sein kann. Sie hat diese Erkenntnisse in der AIR 1751 [94] benutzt, um die so genannte *lateral attenuation* zu formulieren. Unter diesem Begriff sind sowohl Effekte des Montageorts der Triebwerke als auch Ausbreitungseffekte in Bodennähe zu verstehen (vgl. Kapitel 3.4.9).

Das von der SAE publizierte Verfahren wird im *Integrated Noise Model* INM der amerikanischen Luftfahrtbehörde FAA angewendet. Im Laufe der letzten 20 Jahre stellte man in diversen Untersuchungen fest, dass die sich aus der *lateral attenuation* ergebenden seitlichen Dämpfungen vor allem bei Flugzeugen mit den Triebwerken unter den Flügeln tendenziell zu hoch sind ([35], [38], [42], [50]). Dies bewog die SAE im Jahre 2005 zu einer Revision der AIR 1751. Sie schlägt vor, einen Installationseffekt in Funktion des seitlichen Abstrahlwinkels φ einzuführen (AIR 5662 [96]).

Die SAE AIR 5662 unterscheidet nach Flugzeugen mit Propellerantrieb und Flugzeugen mit Jetantrieb. Bei Propellerflugzeugen tritt kein Installationseffekt auf (Fig. 3-4, A, E_{Prop}=0). Bei Jetflugzeugen hängt der Installationseffekt dagegen vom Montageort der Triebwerke ab. Es wird nach Flugzeugen mit den Triebwerken unter den Flügeln (Wing) und solchen mit den Triebwerken am Rumpf (Fus) unterschieden. Die Formeln zur Berechnung des Installationseffekts sind in der linken Spalte von Fig. 3-4 aufgeführt. Die sich ergebenden Korrekturen E_{eng} sind als Zusatzpegel in Funktion des Azimutwinkels ausgestaltet. Die *Engine*-Korrekturen sind Bestandteil der Funktion zur Berechnung der *lateral attenuation* (vgl. dazu auch Kapitel 3.4.9).

Das von der SAE vorgeschlagene Modell zur Berücksichtigung des Installationseffekts liefert bei *fuselage mounted aircraft* Zusatzpegel zwischen -3.0 und 0.0 dB und bei *wing mounted aircraft* Zusatz-

pegel zwischen -1.5 und 0.4 dB. Es handelt sich um ein einfaches Modell, welches nur drei Richtwirkungskategorien (Fus, Wing, Prop) kennt und keine Unterscheidung in Start und Landung macht. Zudem fehlt eine Differenzierung nach dem Polarwinkel θ.

Untersuchungen an der Empa [61] zeigen, dass je nach Polarwinkel θ auch bei identischer Triebwerkskonstellation und vor allem bei Starts und Landungen erhebliche Unterschiede in der seitlichen Richtwirkung bestehen. Bei der A320 beispielsweise (Diagramm B von Fig. 3-4) betragen die Zusatzpegel seitlich zum Rumpf beim Start zwischen 0.0 und 3.4 dB, bei der Landung dagegen zwischen -3.4 und 0.0 dB. Das Mittel der von der Empa gefundenen Richtwirkungskorrekturen entspricht dagegen relativ gut den von der SAE vorgeschlagenen Zusatzpegeln für Flugzeuge mit den Triebwerken unter den Flügeln („Wing“ und „A320 Mean“ in Diagramm B von Fig. 3-4).

Dennoch stellt der Installationseffekt für *wing mounted aircraft* eine zu grobe Vereinfachung der Realität dar, denn beispielsweise bei der A310, der A320 und der RJ100, welche alle die Triebwerke unter den Flügeln haben, treten markante Differenzen in der azimutalen Richtwirkung auf (vgl. dazu die Grafiken im Anhang A14.3). Für *wing mounted aircraft* sind deshalb die von der SAE vorgeschlagenen Zusatzpegel in Azimutwinkelbereichen zwischen 20° und 50° viel zu schwach. Für Flugzeuge mit den Triebwerken am Heck besteht dagegen eine befriedigende Übereinstimmung (Diagramm C von Fig. 3-4).

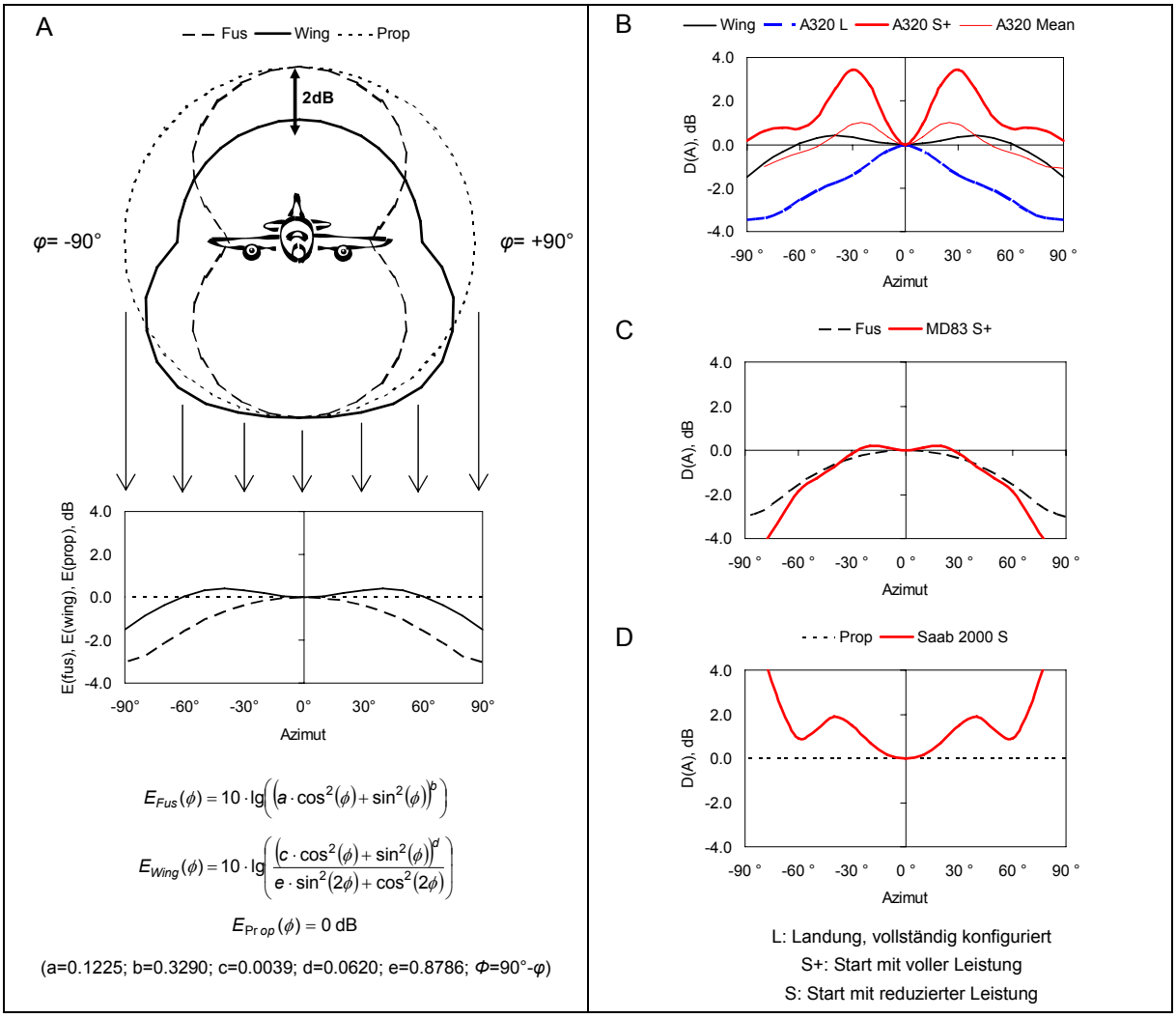


Fig. 3-4 Installationseffekte nach SAE AIR 5662 (A) im Vergleich zur azimutalen Richtwirkung im Bereich des Maximalpegels für verschiedene Flugzeugtypen mit unterschiedlichem Antrieb und Montageort der Triebwerke (B, C, D) (Fus: Triebwerke am Rumpf montiert; Wing: Triebwerke unter den Flügeln montiert; Prop: Turbopropmotoren).

3.4.6. Modellierung der Leistungssetzung

Mit Leistungssetzung ist streng genommen die Höhe des Triebwerkschubs gemeint. Er wird meist als Verhältnis der effektiven zur maximalen Rotorendrehzahl ausgedrückt (*%N1*). Je höher diese Verhältniszahl ist, desto mehr Schub produzieren die Triebwerke.

Beim Start werden je nach Abfluggewicht, Pistenlänge und klimatischen Bedingungen zwischen 85% bis 100% des maximalen Schubs benötigt. Hier bestimmen die Triebwerksgeräusche die Höhe des gerichteten Schallleistungspegels sowie dessen Spektrum. Umströmungsgeräusche können vernachlässigt werden. Meist wird der Schub in einer Übergangshöhe zwischen 400 und 500 Metern auf ein Rotorspeedverhältnis von rund 85% reduziert (so genannter *cut back*), und die Auftriebshilfen werden stufenweise eingefahren. Das Fahrwerk wird bereits kurze Zeit nach dem Abheben eingezogen.

Beim Start dominieren Triebwerksgeräusche. Beim Landen spielen Triebwerksgeräusche ebenfalls eine wichtige Rolle, da während des Anflugs der Schub zur Stabilisierung des Flugzustands immer wieder kurzzeitig hochgefahren wird. Im Endanflugbereich (ab ca. 10 Kilometer vor Aufsetzpunkt) liegt das Rotorspeedverhältnis konstant bei rund 50%, vorher meist deutlich darunter, so dass beim Landen auch Umströmungsgeräusche wichtig werden. Umströmungsgeräusche hängen von der Geschwindigkeit und der Konfiguration des Flugzeugs ab. Im Endanflug sind die Flugzeuge vollständig konfiguriert, das heisst, Auftriebshilfen und Fahrwerk sind bis zum Anschlag ausgefahren. Die Geschwindigkeit ist jedoch relativ niedrig und beträgt je nach Flugzeugtyp und Ort zwischen 60 und 80 m/s.

Obwohl Triebwerksleistung, Fluggeschwindigkeit und Konfiguration (Lage von Fahrwerk, Klappen und Spoiler) entscheidend sind für die Höhe der Emission, sind keine Daten verfügbar, mit deren Hilfe sich pro Flugzeugtyp die Quellenform mit Stärke und Spektrum berechnen liesse. In der Praxis behilft man sich damit, dass die Quellendaten typenspezifisch für verschiedene Leistungsstufen angeboten werden. In INM sind dies Tabellen (sog. *Noise-Power-Distance-Tables NPDT*), die in Funktion der Distanz (*distance*) und der Leistungssetzung (*power*) die Ereignispegel (*noise*) ausgeben. Pro Typ sind mehrere Tabellen für unterschiedliche Leistungsstufen vorhanden, aus denen je nach Leistungssetzung der Immissionspegel interpoliert wird.

FLULA2 dagegen bietet für 16 verschiedene Flugzeugtypen zwei unterschiedliche Richtcharakteristiken an, welche für maximalen resp. reduzierten Startschub ausgelegt sind (vgl. Tabellen in Anhang A8). Die Unterscheidung erfolgt nach dem Abfluggewicht. Die Start-Richtcharakteristiken für die restlichen Flugzeuge repräsentieren die Leistungsstufen, welche während der Quellenvermessung gesetzt wurden [63]. Die Landerichtcharakteristiken entsprechen der Konfiguration im Endanflug, wo Fahrwerk und Auftriebshilfen vollständig ausgefahren sind und der Schub bei etwa 50% des maximalen Rotorspeedverhältnisses liegt. Die Landerichtcharakteristiken werden dabei unverändert im gesamten Anflugbereich angewendet, so dass Änderungen im Schub während des Anflugs nicht berücksichtigt werden. Die Leistungsreduktion nach dem Start (*cut-back*) wird dagegen mittels einer Pegelkorrektur berücksichtigt, ohne jedoch die Form der Richtcharakteristik zu verändern

3.4.7. Geometrische Dämpfung

Die geometrische Dämpfung ist frequenzunabhängig. Sie beschreibt die Abnahme der Intensität bzw. des Schalldrucks auf einer Kugeloberfläche mit zunehmendem Radius. Für eine Punktquelle im Abstand *r* gilt:

Eq. 3-5 $$A_{div}(r) = 10 \cdot \lg\left(\frac{4\pi \cdot r^2}{r_0^2}\right) = 20 \cdot \lg\left(\frac{r}{r_0}\right) + 11$$ r_0 = 1 m

3.4.8. Atmosphärische Dämpfung

Bei der Schallausbreitung in der Atmosphäre wird ein Teil der Schallenergie in Wärme umgewandelt. Dabei wird der Schallwelle pro Distanzeinheit ein konstanter Prozentsatz an Energie entzogen. Im dB-Massstab entspricht diese Gesetzmässigkeit einer distanzproportionalen Dämpfung gemäss folgendem Ansatz:

Eq. 3-6 $$A_{atm}(f) = \alpha(f) \cdot r$$

Die atmosphärische Dämpfung wird durch die Parameter Lufttemperatur und Luftfeuchte beeinflusst. Sie ist stark frequenzabhängig. Die Luftdämpfungskoeffizienten α werden deshalb für Oktav- oder Terzbandmittenfrequenzen angegeben (vgl. Anhang A12.1). Es existieren verschiedene Datensätze mit Koeffizienten zur Berechnung der frequenzabhängigen Luftdämpfung. Den umfassendsten stellt wohl die Norm ISO 9613-1 [56] zur Verfügung, indem eine Formel zur Berechnung der α-Werte in Abhängigkeit der Frequenz, der Temperatur, der relativen Feuchte und des Luftdrucks angegeben wird. Daneben enthalten die AzB [6] und die SAE ARP 866A [97] frequenzabhängige Luftdämpfungskoeffizienten. Fig. 3-5 zeigt einen grafischen Vergleich der in diesen Fachnormen enthaltenen Luftdämpfungskoeffizienten. Die zugehörigen Zahlenwerte finden sich in Anhang A12.1. Sie gelten für Standardbedingungen (15°C, 70% relative Feuchte und Luftdruck von 1013.25 hPa).

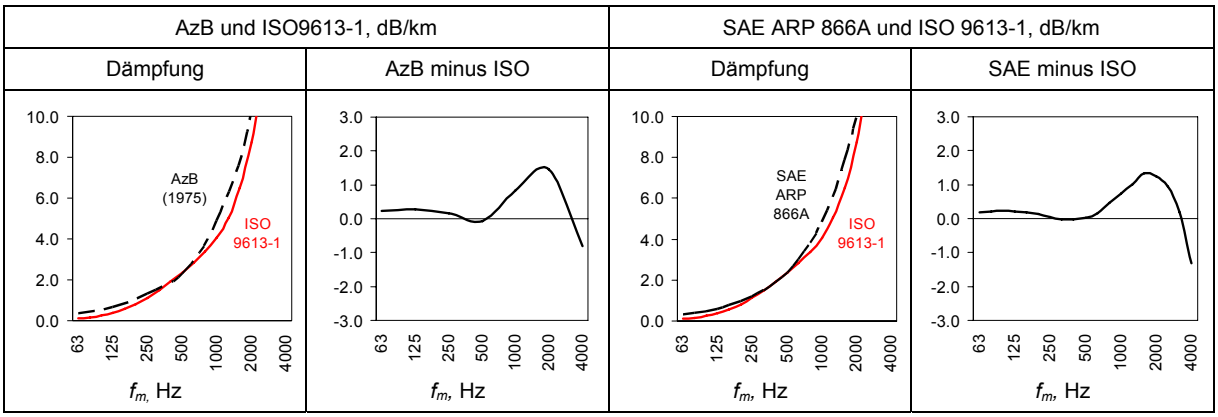


Fig. 3-5 Verschiedene Datensätze zur Berechnung der frequenzabhängigen Luftdämpfung für Standardbedingungen (15°C & 70% relF) und ihre Unterschiede.

Die Luftdämpfung ist generell für hohe Frequenzen stark, für tiefe Frequenzen schwach. Die ISO 9613-1 weist tendenziell tiefere Luftdämpfungskoeffizienten auf als die beiden anderen Normen, wobei die AzB und die SAE ARP 866A bezüglich Frequenzgang praktisch identisch sind. Im für Fluglärm interessierenden Frequenzbereich von 100 bis 3000 Hz resultieren Abweichungen in den Luftdämpfungskoeffizienten von maximal 1.5 dB pro Kilometer. Wie sich diese auf einen A-bewerteten Pegel auswirken, zeigt Fig. 3-6 in Funktion der Distanz. Bei einem mittleren Lande- resp. Startspektrum eines Airbus A320 betragen die Abweichungen im A-Pegel unter 0.5 dB. Grundsätzlich ergibt die Anwendung der ISO-Luftdämpfungskoeffizienten etwas höhere Pegel als die Anwendung der Koeffizienten der AzB resp. der SAE ARP 866A.

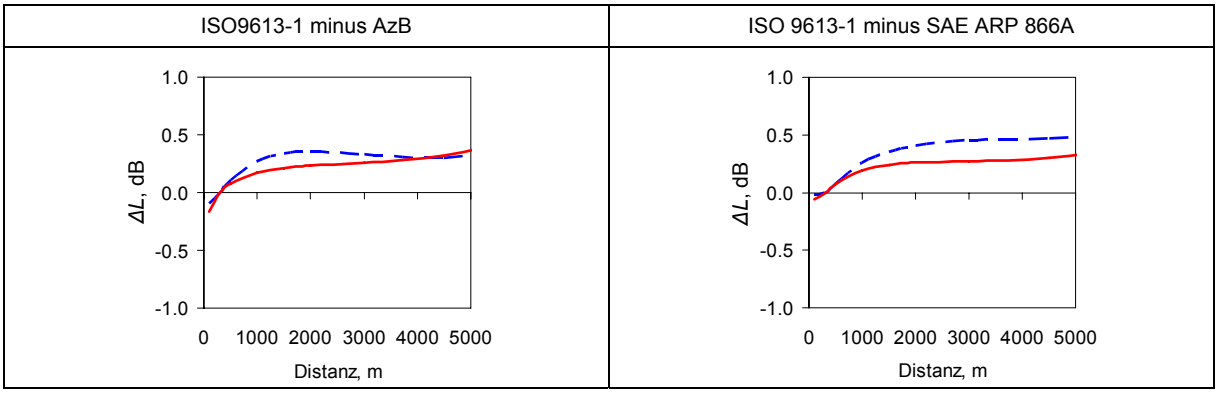


Fig. 3-6 Pegeldifferenzen in Funktion der Distanz bei Verwendungen unterschiedlicher Normen zur Beschreibung der Luftdämpfung am Beispiel eines mittleren Landespektrums (blau, gestrichelt) resp. Startspektrums (rot, ausgezogen) der A320; die Angaben gelten für Standardbedingungen (15°C, 70% relF); ein positives Vorzeichen bedeutet, dass der Pegel bei Anwendung der ISO1913-1 um den entsprechenden Wert höher ist; die verwendeten A-bewerteten Spektren sind in den Anhängen A11.1 und A11.2 zu finden

3.4.9. Zusatzdämpfung

Unter Zusatzdämpfung werden vorliegend alle Effekte zusammengefasst, die nicht mittels der Quellenbeschreibung und durch die geometrische sowie atmosphärische Dämpfung abgedeckt sind und welche den Immissionspegel wesentlich beeinflussen. Hauptsächlich handelt es sich dabei um Dämpfungsphänomene, die bei bodennaher Schallausbreitung über grössere Distanzen auftreten. In den Modellen zur Fluglärmberechnung spricht man auch von Bodenzusatzdämpfung oder seitlicher Dämpfung. Die Zusatzdämpfung wird mittels empirisch gefundener Formeln beschrieben, die teilweise auf Messungen von Parkin&Scholes sowie Wiener&Keast zurückgehen [81], [82], [111]. Sie haben folgende Grundstruktur:

Eq. 3-7 $$A_{add}(s,\beta) = \Lambda(\beta)\cdot\Gamma(s)$$ wobei: $s = r_{min}$

Dabei ist *s* die kürzeste Distanz (*slant distance*) zwischen Lärmquelle und Empfangspunkt. Der Faktor *Λ(β)* beschreibt den abnehmenden Einfluss der Zusatzdämpfung mit zunehmendem Höhenwinkel *β*.[4] *Γ(s)* entspricht der maximalen Dämpfung, welche bei Höhenwinkeln von 0° auftritt. Fig. 3-7 zeigt das Produkt dieser beiden Komponenten in Abhängigkeit des Höhenwinkels und der seitlichen Distanz für vier verschiedene Berechnungsverfahren. Die zugehörigen Berechnungsvorschriften sind in Anhang A12.6 gegeben. Dort werden in Ergänzung zu Fig. 3-7 zusätzlich die Verfahren IMMPAC und INM 6.0 aufgeführt.

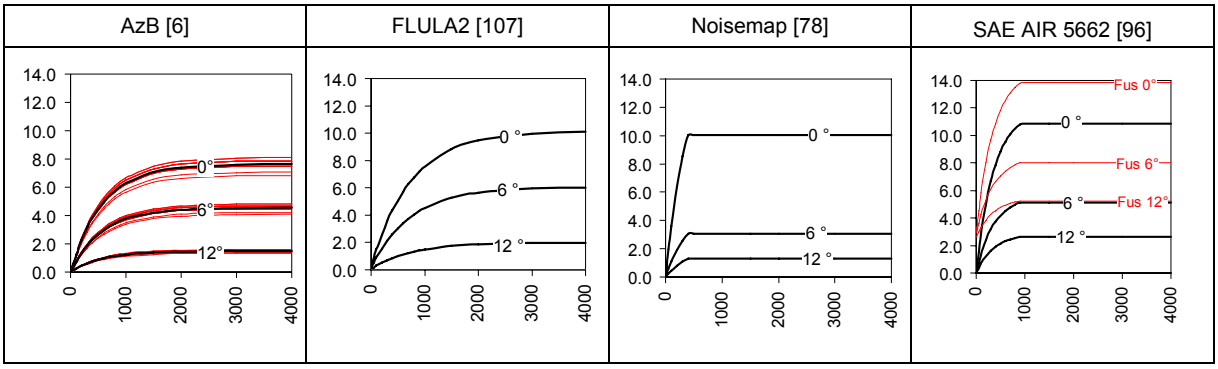


Fig. 3-7 Zusatzdämpfung in dB für verschiedene Höhenwinkel in Abhängigkeit der Distanz zwischen Quelle und Empfänger; bei der AzB werden die Dämpfungen für verschiedene Typengruppen (rot) sowie ein Mittelwert (schwarz) angegeben; die Grafik der SAE AIR 5662 zeigt die Dämpfung ohne Installationseffekt (schwarz) und mit Installationseffekt für Triebwerke, die am Heck montiert sind (Fus 0°, Fus 6°, Fus 12°).

Wie bereits in Kapitel 3.4.5 erwähnt, wird in der SAE AIR 5662 der Installationseffekt zur seitlichen Dämpfung gezählt. Eq. 3-7 ist somit wie folgt zu ergänzen:

Eq. 3-8 $$A_{add}(s,\beta,\phi) = \Lambda(\beta)\cdot\Gamma(s) - E_{eng}(\phi)$$ mit: *eng* = Fus, Wing oder Prop (vgl. Fig. 3-4)

Die aus Eq. 3-8 resultierenden Dämpfungen sind für Flugzeuge, welche die Triebwerke am Heck montiert haben, in der Grafik ganz rechts von Fig. 3-7 für verschiedene Höhenwinkel *β* eingezeichnet (Fus 0°, Fus 6°, Fus 12°). Gemäss Fig. 3-7 sind je nach Ansatz schon ab Distanzen von einem Kilometer und flachem Schalleinfall Dämpfungen zwischen 6 und 14 dB zu erwarten. Damit wird die Zusatzdämpfung zu einem der wesentlichsten Einflussfaktoren bei der Berechnung von Fluglärm. Vereinfachend sind folgende Effekte für die Zusatzdämpfung verantwortlich:

- Gekrümmte Schallausbreitungspfade mit Ausbildung von Schattenzonen aufgrund von Wind- und Temperaturgradienten.
- Überlagerung von direktem und reflektiertem Schall mit Interferenzeffekten in Abhängigkeit der Bodenbeschaffenheit.
- Abschirmung der Triebwerke durch den Rumpf in Abhängigkeit des Montageorts.

[4] In Anhang A3.1 ist eine Skizze zu finden, in welcher der Höhenwinkel *β* eingezeichnet ist.

Der letzte Punkt wurde als Installationseffekt bereits in Kapitel 3.4.5 erläutert. Die im ersten und zweiten Punkt aufgeführten Effekte werden in den Kapiteln 3.6.5 und 3.6.6 behandelt.

3.4.10. Der Modellansatz von FLULA2

Pietrzko hat Mitte der 80er Jahre an der Empa mit einem unkonventionellen Modellansatz Neuland betreten [86]. Mit Ausnahme der Boden- und Hindernisdämpfung werden sämtliche akustischen Eigenschaften einer Quelle mit Hilfe von 32 Koeffizienten beschrieben. Im Anhang A10 sind exemplarisch die Koeffizienten für sechs verschiedene Flugzeugtypen abgebildet. Sie stammen aus Messungen im realen Flugverkehr [63]. Das zugehörige akustische Modell wird in [107] beschrieben und hat folgende Struktur:

Eq. 3-9
$$L_A(r,\theta) = \sum_{i=0}^{7} \left(H_{i1} \cdot 20 \cdot \lg(r) + H_{i2} + H_{i3} \cdot r + H_{i4} \cdot r^2 \right) \cdot \cos^i(\theta) \qquad \text{für } r \le r_{grenz}$$

$$L_A(r,\theta) = L_A\left(r_{grenz},\theta\right) - 20 \cdot \lg\left(\frac{r}{r_{grenz}}\right) - 0.001 \cdot \left(r - r_{grenz}\right) \qquad \text{für } r > r_{grenz}$$

θ bezeichnet den Polarwinkel und r den Abstand zwischen Quelle und Empfänger. Wie Lobsiger in [65] feststellt, divergiert das Modell bei grösseren Abständen wegen des zu r^2 proportionalen Terms. Dies ist auch einer der Gründe, warum die Quelle ausserhalb der Grenzdistanz von 4500 Metern nicht mehr geändert wird. Zusätzlich werden die Luftdämpfungswerte ab dieser Distanz für alle Flugzeugtypen fest mit 1 dB pro Kilometer angenommen.

Durch Einsetzen der H_{ik}-Koeffizienten in Eq. 3-9 lässt sich für jeden beliebigen Abstand r und Abstrahlwinkel θ direkt der A-bewertete Momentanpegel berechnen. Die Werte gelten für Standardbedingungen[5] (15°C, 70% relF). In Anhang A8 sind der Maximalpegel $L_{A,max}$, der Emissionswinkel bezüglich Flugrichtung beim Maximalpegel sowie der Ereignispegel L_{AE} bei einem geradlinigen Vorbeiflug in einer Entfernung von 305 Meter mit einer Geschwindigkeit von 160 Knoten (82.3 m/s) für verschiedene Flugzeugtypen getrennt nach Start und Landung tabelliert (siehe auch [63]).

Das Modell FLULA2 berücksichtigt die Leistungssetzung beim Start, indem unterschiedliche Richtcharakteristiken verwendet werden. Die Ermittlung der Leistungssetzung und damit die Wahl der Richtcharakteristik geschehen dabei über das Verhältnis des aktuellen zum maximalen Abfluggewicht. Schubänderungen werden dagegen durch Pegelkorrekturen bewerkstelligt unter Beibehaltung der Form der Richtcharakteristik. Zurzeit berücksichtigt das Modell nur die Leistungsänderung beim Übergang von *take-off-power* auf *climb power*, was dem *cut back* entspricht. Die entsprechenden Pegelkorrekturen sind abhängig vom Flugzeugtyp und können mehrere Dezibel betragen (vgl. Anhang A8).

Da die spektralen Eigenschaften der Quelle resp. die Winkelabhängigkeit des Spektrums (nach vorne wegen *fan-noise* eher hohe Frequenzanteile, nach hinten wegen *jet-noise* eher tiefe Frequenzanteile) in den 32 H_{ik}-Koeffizienten verpackt sind, ist eine direkte Umrechnung auf Temperatur-Feuchte-Kombinationen, die von den Standardbedingungen abweichen, nicht möglich. Jedoch lassen sich A-bewerteten Luftdämpfungskoeffizienten, Schallleistungen und Richtwirkungskorrekturen aus den H_{ik}-Koeffizienten extrahieren, so dass sich Eq. 3-9 in Analogie zu Eq. 3-4 für den A-bewerteten Schalldruckpegel L_{pA} im Abstand r für FLULA2 wie folgt umformulieren lässt:

Eq. 3-10
$$L_{pA}(r,\theta) = L_{wA} + D_A(\theta) + C - A_{div}(r) - A_{atm,A}(r,\theta) - A_{add}(r,\beta)$$

Die A-bewerteten Schallleistungspegel L_{wA}, die Korrekturen für die rotationssymmetrische Richtwirkung D_A sowie die Leistungsreduktionswerte C sind in Anhang A8 gegeben. In Anhang A12.2 findet sich die mathematische Beschreibung, wie aus den H_{ik}-Koeffizienten die Luftdämpfung für A-bewertete Pegel $A_{atm,A}$, die Schallleistungen L_{wA} und die Richtwirkungskorrekturen D_A ermittelt werden. Die geometrische Dämpfung A_{div} berechnet sich nach Eq. 3-5. Die Zusatzdämpfung A_{add} bei bodennaher Schallausbreitung wird mittels einer von der Empa entwickelten empirischen Formel bestimmt, welche ein Mix der Ansätze nach AzB und Noisemap ist (vgl. dazu auch Anhang A12.6). Sie lautet:

[5] Bei der Erzeugung der H_{ik}-Koeffizienten werden die Luftdämpfungsbeiwerte nach ISO9613-1 [56] verwendet.

Eq. 3-11 $A_{add}(r,\beta) = (1 + E \cdot \sin\beta) \cdot \left(A + B \cdot e^{C \cdot r}\right)$ für $\beta \le 15°$ mit: $\sin\beta = \frac{h}{r}$

$A_{add}(r,\beta) = 0$ dB für $\beta > 15°$

Die Zusatzdämpfung A_{add} bei bodennaher Schallausbreitung wurde bereits in Fig. 3-7 für verschiedene Höhenwinkel β in Abhängigkeit der Distanz zwischen Quelle und Empfänger dargestellt. Sie gilt nur für Höhenwinkel kleiner oder gleich 15°. Liegen die Höhenwinkel darüber, wird die Bodenzusatzdämpfung auf Null gesetzt.

Im Gegensatz zur Zusatzdämpfung A_{add} werden bei der Luftdämpfung $A_{atm,A}$ wegen der spektralen Eigenschaften von Flugzeugen verschiedene Flugzeugtypen unterschieden. Analysen zeigen, dass in azimutaler Richtung nur geringe Verschiebungen im Spektrum bestehen. Dagegen sind die spektralen Unterschiede in den Polarwinkelsegmenten recht gross, da das Triebwerk nach vorne wegen des Fans eher im hohen, nach hinten dagegen wegen des Jetstrahls eher im tiefen Frequenzbereich abstrahlt. Entsprechend unterschiedlich fallen denn auch die über den Polarwinkel θ ermittelten atmosphärischen Dämpfungen aus (vgl. Fig. 3-8).

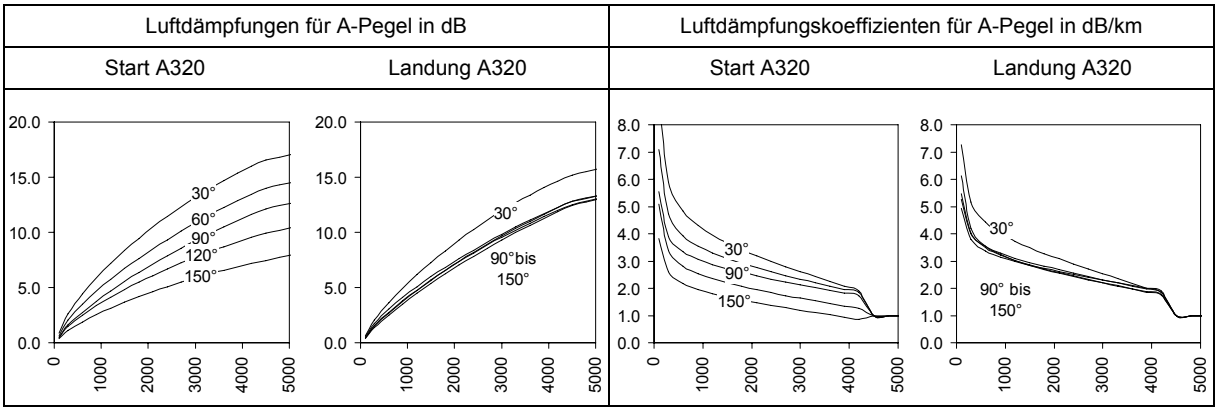


Fig. 3-8 Luftdämpfungen und Luftdämpfungskoeffizienten für A-bewertete Pegel in Abhängigkeit des Polarwinkels θ und der Distanz in Metern am Beispiel des Airbus A320; berechnet aus den H_{ik}-Koeffizienten des FLULA2-Quellendatensatzes.

Vereinfachend wird nachfolgend jedoch eine reine Distanzabhängigkeit angenommen. Fig. 3-9 zeigt am Beispiel des A320 den resultierenden Verlauf, wobei in den beiden Grafiken links die Luftdämpfung und in beiden Grafiken rechts die Luftdämpfungskoeffizienten in Funktion der Distanz dargestellt sind. Die fett ausgezogenen Linien entsprechen dem Mittelwert der Dämpfungen im Winkelbereich von 60 bis 120 Grad, die gepunkteten Seitenlinien markieren den Streubereich (im Sinne einer Standardabweichung). Die beiden Grafiken rechts von Fig. 3-9 zeigen das von Lobsiger bemängelte unphysikalische Verhalten beim Grenzabstand von 4500 Metern (siehe oben und [65]).

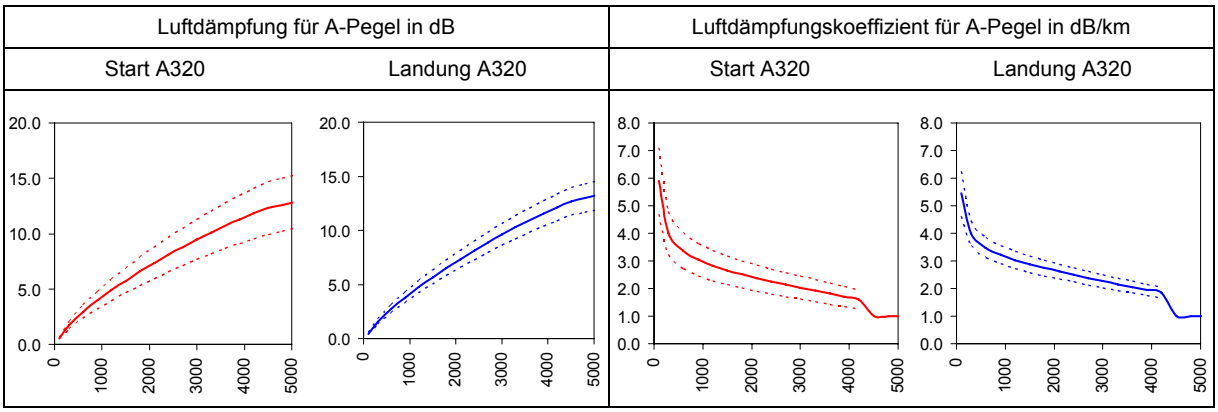


Fig. 3-9 Mittelwerte und Standardabweichungen der Luftdämpfung resp. der Luftdämpfungskoeffizienten für A-bewertete Pegel in Abhängigkeit der Distanz in Metern am Beispiel der A320; die Mittelwerte beziehen sich auf einen Winkelbereich von 60° bis 120°.

Die mittlere atmosphärische Dämpfung für den A-Pegel lässt sich in sehr guter Näherung mittels einer Potenzfunktion der folgenden Form beschreiben (vgl. auch [66]):

Eq. 3-12 $$A_{atm,A} = b \cdot r^{m}$$

Die erste Ableitung nach der Distanz *r* ergibt den Luftdämpfungskoeffizienten für A-Pegel in dB pro Meter:

Eq. 3-13 $$A'_{atm,A} = \alpha_A = b \cdot m \cdot r^{m-1}$$

Die Diagramme von Fig. 3-10 zeigen die A-bewerteten Luftdämpfungen resp. die Luftdämpfungskoeffizienten in Funktion der Distanz unter Verwendung der in Eq. 3-12 und Eq. 3-13 gegebenen Berechnungsformeln. Die Koeffizienten *m* und *b* sind für verschiedene Flugzeugtypen in Anhang A12.3 getrennt nach Start und Landung tabelliert. Die Anhänge A12.4 und A12.5 zeigen weitere grafische Darstellungen zur distanzabhängigen A-bewerteten Luftdämpfung.

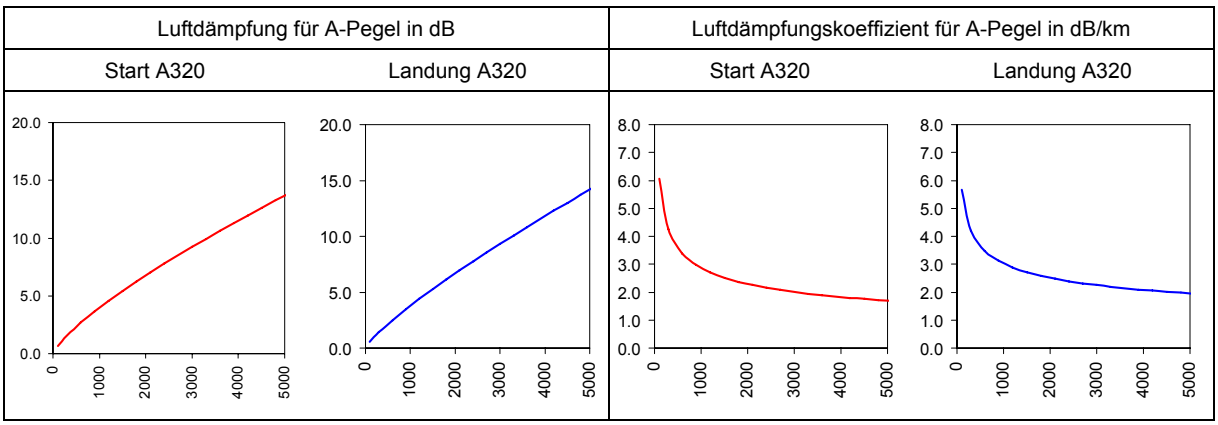


Fig. 3-10 Parametrisierter Verlauf der Luftdämpfung und des Luftdämpfungskoeffizienten für A-Pegel in Funktion der Distanz in Metern.

3.4.11. Konsequenzen für die Bestimmung der Berechnungsunsicherheit (Teil 1)

Jede Komponente des akustischen Modells gemäss Eq. 3-4 resp. Eq. 3-10 trägt zur Berechnungsunsicherheit bei. Wie aus den vorangegangenen Kapiteln ersichtlich, liefern die einzelnen Komponenten je nach Berechnungsverfahren unterschiedliche Werte, was zu Differenzen in den Belastungsrechnungen führen kann. Um zu entscheiden, ob diese Abweichungen systematisch oder rein zufällig sind, müssten die Modellunsicherheiten sämtlicher Berechnungsverfahren bestimmt werden, was den Rahmen der vorliegenden Arbeit sprengen würde. Die Ermittlung der Modellunsicherheit erfolgt deshalb am ausgewählten Beispiel von FLULA2.

3.5. Zur Funktionsweise der Fluglärmberechnung mit FLULA2

3.5.1. Vorbemerkung

Eine Fluglärmberechnung umfasst im Wesentlichen folgende Arbeitsschritte:

1) Aufbereitung der Eingabedaten
2) Akustische Basissimulation
3) Berechnen von Gesamtbelastungen
4) Berechnen von Belastungskurven

Bevor auf die einzelnen Arbeitsschritte eingegangen wird, folgt eine kurze Beschreibung der zur Fluglärmberechnung notwendigen Basisdaten.

3.5.2. Basisdaten für eine Fluglärmberechnung

Zur Berechnung eines beliebigen Belastungszustands werden detaillierte Angaben zum Pistensystem, zum Flugbetrieb und zu den akustischen Eigenschaften der am Flugbetrieb beteiligten Flugzeuge benötigt. Der Satz der Eingabedaten lässt sich in folgende vier Kategorien unterteilen (vgl. dazu auch [7], [8], [26] & [27]):

- *Lagedaten:*

  Die Lagedaten enthalten Angaben zur Lage, Ausrichtung und Dimension der Pisten und Helikopterlandeplätze sowie der Startschwellen und Aufsetzpunkte, ev. getrennt für verschiedene Flugzeugkategorien (*small, medium, heavy*). Ebenfalls zu den Lagedaten gehört die Topographie.

- *Flugbahndaten:*

  Die Flugbahndaten beschreiben die Lage und den Verlauf der Flugwege im dreidimensionalen Raum. Sie enthalten Informationen zur Flugrichtung, -höhe und -geschwindigkeit. Flugbahndaten werden direkt aus Radaraufzeichnungen generiert, falls solche verfügbar sind. Wo Radaraufzeichnungen fehlen, werden Flugbahnen (*paths*) aus Flugspuren (*tracks*) und Höhen- und Geschwindigkeitsprofilen (*profiles*) berechnet. Dabei folgen die Flugspuren den An- und Abflugkorridoren, wie sie in den offiziellen Publikationen zur Flugführung festgehalten sind. Meist werden pro Route mehrere Flugspuren definiert, um eine räumliche Streuung zu modellieren. Die Vertikalprofile werden für jeden Flugzeugtyp wegen allfälliger Unterschiede in den flugtechnischen Eigenschaften separat anhand unterschiedlicher Quellen (*Technical Manuals*, Pilotenbefragung, alte Radaraufzeichnungen) erhoben.

- *Bewegungsdaten:*

  Bewegungsdaten stammen je nach Situation aus digitalen Aufzeichnungen (aus so genannten Bewegungslisten), aus Erhebungen oder aus Prognosen über den Flugbetrieb. Falls Bewegungslisten verfügbar sind, werden die Bewegungsdaten aus diesen extrahiert. Bewegungslisten führen jede einzelne Flugbewegung auf mit Angaben wie Start- und Landezeit, Flugzeugtyp, Flugroute, Abfluggewicht, Fluggesellschaft etc. Anhand von Bewegungslisten lassen sich die für die Fluglärmberechnungen notwendigen Bewegungsstatistiken berechnen. Bewegungsstatistiken entsprechen einer Kreuztabelle mit den Flugzeugtypen in den Zeilenköpfen und den Flugrouten in den Spaltenköpfen. In den Feldern steht die Anzahl der Bewegungen (je Typ und Route). Die Bewegungsstatistik gibt somit Auskunft über Flottenzusammensetzung, Mengengerüst sowie Routen- und Pistenbelegung.

- *Emissionsdaten:*

  Darunter sind die Höhe der Schallleistungspegel der am Flugbetrieb beteiligten Flugzeuge und ev. Angaben zu deren Richtwirkung zu verstehen. In der Regel sind die Emissionsdaten eng mit dem verwendeten akustischen Modell verbunden oder gar Bestandteil desselben. Die in FLULA2 verwendeten Quellendaten stammen grösstenteils aus speziell dafür ausgerichteten Messkampagnen. In einigen Fällen sind sie aus Zulassungsmessungen der Luftfahrtbehörden oder aus Monitoringmessungen abgeleitet [107].

Qualität und Detaillierungsgrad der verwendeten Basisdaten sind sehr unterschiedlich. Sie hängen von der Aufgabenstellung und vom Anlagetyp ab. Der jährliche Fluglärmnachweis für einen Grossflughafen beispielsweise kann in der Regel auf Radardaten und detaillierte Bewegungslisten zurückgreifen. Bei Flugplätzen und Flugfeldern der Militär- und Kleinaviatik fehlen oft entsprechende Angaben. Es müssen Annahmen zu den Flugwegen und den Pisten- sowie Routenbelegungen getroffen werden. Ähnlich verhält es sich bei Prognosen. Hier kommt noch erschwerend dazu, dass die prognostizierten Flotten unter Umständen aus Flugzeugen bestehen, für die noch keine Emissionsdaten existieren.

3.5.3. Aufbereitung der Eingabedaten

Für jede Berechnung muss auf der Grundlage der Basisdaten eine eigentliche Modellierung des Flugbetriebes unternommen werden. Dabei müssen sowohl die technischen als auch gesetzlichen Anforderungen beachtet werden. Bei den gesetzlichen Anforderungen geht es hauptsächlich darum, dass die Regeln und Vorschriften zur Ermittlung der Beurteilungspegel eingehalten werden, denn die

Vorgaben bezüglich Betrachtungszeit und Flugbewegungszahlen beeinflussen die Aufbereitung der Bewegungsdaten. Die technischen Anforderungen dagegen beziehen sich hauptsächlich auf die Eingabestruktur des verwendeten akustischen Modells. Lage-, Flugbahn- und Bewegungsdaten müssen in ein Format gebracht werden, welches das akustische Modell verarbeiten kann. Dabei sind folgende Arbeitsgänge notwendig:

- *Bilden von Flugzeugklassen:*

  Flugzeuge desselben Baumusters mit gleichen oder ähnlichen flugtechnischen Eigenschaften: In den Bewegungslisten der Flughäfen treten einige hundert bis mehrere tausend verschiedene individuelle Typenbezeichnungen auf. Oft werden für denselben Typ unterschiedliche Bezeichnungen verwendet. Mit Hilfe spezieller Übersetzungs- und Zuordnungslisten lässt sich die Anzahl der individuellen Typenbezeichnungen auf rund 300 reduzieren.

  Flugzeuge mit gleichen oder ähnlichen akustischen Eigenschaften: Es stehen nicht für alle unterscheidbaren Baumuster akustische Daten zur Verfügung. Auf akustischer Ebene müssen deshalb Ersatzzuordnungen vorgenommen werden. Anhang A7 zeigt die für die Simulation mit FLULA2 verwendeten akustischen Referenztypen mit ihren Zuordnungen.

- *Berechnen der Flugbahnen:*

  Flugbahnen aus Radardaten: Radaraufzeichnungen beginnen selten auf der Piste, sondern erst in einer Höhe von 20 bis 30 Metern über Grund. Zudem treten im Grundriss zufällige Abweichungen bezüglich der Pistenachse auf. Das Radar liefert nur alle vier Sekunden einen Stützwert; für die Simulation werden jedoch Raumpunkte in einem Zeitintervall von einer Sekunde benötigt. Zur Korrektur des horizontalen und vertikalen Versatzes wird ein spezieller Extrapolationsalgorithmus angewendet, und die Geschwindigkeit auf der Piste wird mit Hilfe eines empirischen Modells berechnet [31]. Zur Ergänzung der Raumpunkte wird eine *Spline*-Funktion eingesetzt (vgl. Kapitel 3.5.6). Auf diese Weise werden für sämtliche in der Bewegungsstatistik aufgeführten Typen/Routen-Kombinationen maximal 100 zufällig ausgewählte Radarflugbahnen aufbereitet. In der Regel werden auf diese Weise zwischen 10 und 15 Prozent der vom Radar aufgezeichneten Flüge für die Simulation verwendet.

  Flugbahnen aus Flugspuren und mittleren Höhen- sowie Geschwindigkeitsprofilen: Die in Form von Kurven auf einer Landkarte vorliegenden Flugrouten werden mit Hilfe eines Geografischen Informationssystems (GIS) von Hand digitalisiert. Sie bilden die mittleren Spuren der Flugrouten und werden zwecks Modellierung der horizontalen Streuung durch mehrere seitlich versetzte Spuren ergänzt. Oft werden pro Route drei Spuren definiert: eine Mittelspur, eine linke und eine rechte Spur. Liegen keine detaillierten Informationen über die Verteilung der Flugbewegungen auf diese drei Spuren vor, wird eine Verteilung im Verhältnis 1/6, 2/3, 1/6 angenommen. Wegen des grossen Vorverarbeitungsaufwandes werden idealisierte Spuren nur für die Gesamtheit aller Flugbewegungen auf einer Flugroute erarbeitet. Die Erfassung der Höhen- und Geschwindigkeitsprofile dagegen erfolgt typenspezifisch, wobei für jede Typen/Routen-Kombination nur ein Vertikalprofil erfasst wird. Die Flugbahnen ergeben sich durch Kombination der Spuren mit den Profilen. Eine *Spline*-Funktion erzeugt die für die Simulation notwendigen Raumpunktabstände.

- *Erstellen der Bewegungsstatistiken*:

  Die Bewegungsstatistiken zeigen die Routenbelegung der akustischen Referenztypen. Für jede zu berechnende Belastung werden jeweils zwei Bewegungsstatistiken erstellt: Eine für Starts und eine für Landungen.

3.5.4. Akustische Basissimulation

In der Simulation werden die Flugbahnen mittels diskreter Punkte beschrieben, die perlenschnurartig im dreidimensionalen Raum angeordnet sind. Die Abstände zwischen den Flugbahnpunkten entsprechen dabei dem Flugweg, welcher ein Flugzeug in einer Sekunde zurücklegt. In jeden Flugbahnpunkt wird nun die Quelle mit Richtwirkung gesetzt und für einen beliebigen Empfangspunkt der zugehörige Momentanpegel L_{Ai} berechnet, indem jeweils Distanz und Abstrahlwinkel in Eq. 3-9 eingesetzt werden. Unterschreitet der Höhenwinkel 15°, wird die Zusatzdämpfung gemäss Eq. 3-11 berücksichtigt. Überschreitet das Flugzeug eine definierte Übergangshöhe beim Start, wird der Pegel reduziert. Damit wird die Leistungsreduktion beim Übergang von *take-off-power* auf *climb power* simuliert.

Die Aneinanderreihung aller am Empfangspunkt berechneten Pegel ergibt schliesslich den zeitlichen Pegelverlauf. Da die Verweildauer der Quelle in jeder Flugbahnposition genau eine Sekunde beträgt, entspricht jeder Momentanpegel einem Ein-Sekunden-Mittelungspegel, sofern man die Retardierung durch die Laufzeit vernachlässigt. Die Ermittlung des Pegel-Zeit-Verlaufs ist somit identisch mit dem Verfahren, welches bei einer akustischen Messung angewendet wird (vgl. Kapitel 3.3.3).

Die oben beschriebene Berechnung wird für jede Flugroute und jeden darauf verkehrenden Flugzeugtyp ausgeführt. Je nachdem, in welcher Form die Flugbahnen vorliegen, gelangen folgende zwei Konzepte zur Anwendung:

- *Einzelflugsimulation:*

  In der Einzelflugsimulation werden die aus Radardaten generierten individuellen Flugbahnen einzeln durchgerechnet. Jede dieser Flugbahnen durchläuft dabei die oben skizzierte Simulationssequenz. Auf diese Weise wird für sämtliche ausgewählten Einzelflüge der akustische Fussabdruck (*footprint*) berechnet. Die Footprints werden anschliessend energetisch gemittelt. Man erhält auf diese Weise die normierte Belastungsmatrix eines bestimmten Flugzeugtyps auf einer vorgegebenen Route im Jahresmittel unter bestmöglicher Berücksichtigung der vertikalen und horizontalen Streuung der Flugwege.

- *Idealisiertes Verfahren*:

  Das idealisierte Verfahren verwendet mittlere Profile und idealisierte Spuren (vgl. Kapitel 3.5.3). Daraus werden pro Flugzeugtyp und Route je nach Anzahl der Unterstrecken eine oder mehrere Flugbahnen berechnet. Die Simulation erfolgt dann für jede Flugbahn nach dem oben beschriebenen Muster. Pro Flugbahn wird analog zur Einzelflugsimulation ein Footprint berechnet. Pro Typ und Route wird ebenfalls eine Belastungsmatrix gebildet, welche auf eine Bewegung normiert ist, wobei die Mittelung in der Regel nur über drei verschiedene Footprints erfolgt.

Unabhängig vom angewendeten Konzept (Einzelflugsimulation, idealisiertes Verfahren) enthalten die Belastungsmatrizen den mittleren Ereignispegel pro Typ und Route. Das Bereitstellen dieser routen- und typenspezifischen Belastungsmatrizen wird Basissimulation genannt, weil damit die Basis zur Berechnung von Gesamtbelastungen gelegt wird.

3.5.5. Berechnen von Gesamtbelastungen

Aus den typen- und routenspezifischen L_{AE} –Belastungsmatrizen berechnet sich durch energetische Summation und durch die Ausdehnung auf die Betrachtungszeit T unter Berücksichtigung einer möglichen Gewichtung N nach Tageszeit der energieäquivalente A-bewertete Dauerschallpegel L_{Aeq} wie folgt:

Eq. 3-14
$$L_{Aeq_T} = 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\sum_k\sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1\cdot\overline{L_{AE}}_{jk}}\right) = 10 \cdot \lg\left(\sum_k\sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1\cdot\overline{L_{AE}}_{jk}}\right) + 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\right)$$

T: Betrachtungszeit in Sekunden (vgl. Tabelle in Anhang A2.4)
t_0: Bezugszeit von einer Sekunde
N: Faktor, welcher die Anzahl Bewegungen im Betrachtungszeitraum berücksichtigt
j: Index für einen bestimmten Flugzeugtyp
k: Index für Route

N_{jk} bezeichnet die Anzahl jährlicher Flugbewegungen eines bestimmten Flugzeugtyps auf einer vorgegebenen Route. Sie stehen in den Feldern der für die Berechnung der Gesamtbelastung notwendigen Bewegungsstatistiken.

3.5.6. Berechnen von Belastungskurven

Die Belastung durch Fluglärm wird normalerweise nicht für einen spezifischen Empfangsort berechnet, sondern für ganze Gebiete in Form von Isolinien kartografisch dargestellt. Zur Berechnung dieser flächendeckenden Lärmbelastung wird das betrachtete Gebiet mit einem gleichmässigen Gitternetz überzogen. In sämtlichen Gitterpunkten wird anschliessend die Lärmbelastung ermittelt. Durch Interpolation der gitterpunktbezogenen Pegel entstehen die Kurven gleicher Belastungshöhe (so genannte Niveaulinien). Grundsätzlich ist die Maschenweite des verwendeten Gitternetzes frei wählbar. Als

Kompromiss zwischen Grösse des berechneten Kartenausschnitts und der Anzahl zu berechnender Gitterpunkte ergeben sich typischerweise Maschengitterweiten von 100 bis 250 Meter.

Es gibt verschiedene Strategien zur Berechnung der Niveaulinien. Das Programm FLULA2 verwendet eine verfeinerte Interpolation. Zuerst wird über alle Gitterpunkte eine zweidimensionale B-Spline-Fläche gelegt. Die B-Spline Funktionen haben die Eigenschaft durch die Stützstellen des Gitternetzes zu gehen, ohne dort Knicke zu erzeugen. Mit Hilfe der B-Splines wird ein verfeinertes Gitterraster berechnet, welches eine geringere Maschenweite aufweist als das ursprüngliche Gitter. In diesem verfeinerten Raster erfolgt nun die Bestimmung der Niveaulinien durch lineare Interpolation zwischen den neuen Gitterpunkten.

3.5.7. Vor- und Nachteile von Fluglärmberechnungen

Berechnung ist nicht gleich Berechnung. Je nach verwendetem Berechnungsverfahren und je nach Anwender können sich erhebliche Unterschiede in den resultierenden Belastungen ergeben, was der Akzeptanz von Modellrechnungen nicht gerade förderlich ist.

Unabhängig vom Verfahren, liefern Berechnungen den alleinigen Beitrag des Fluglärms. Es müssen keine Fremdgeräusche beachtet werden. Berechnungen ermöglichen zudem flächendeckende Darstellungen der Fluglärmbelastung. Die Belastungskurven sind jedoch keine punktgenauen Angaben, sondern Interpolationen in einem regelmässigen Bodenraster.

Es wird die Belastungssituation auf der grünen Wiese ausgewiesen, frei von irgendwelchen lokalen Einflüssen, und die Berechnungen gelten immer für Standardbedingungen in einer isothermen, windstillen Atmosphäre. Lokale und saisonale Wetterlagen können nur durch sachgerechte Modellierung des Flugbetriebs berücksichtigt werden, indem je nach Windsituation unterschiedliche An- und Abflugrichtungen benutzt werden. Temperatur- und Windgradienten bleiben nicht zuletzt wegen fehlender Daten unberücksichtigt.

Anhand von Berechnungen können Prognosen über die Fluglärmentwicklung erstellt oder die Auswirkungen neuer Pisten oder neuer An- und Abflugrouten untersucht werden. Fluglärmprognosen sind jedoch auf Eingabedaten angewiesen, deren Verfügbarkeit nicht immer gegeben ist.

3.5.8. Konsequenzen für die Bestimmung der Berechnungsunsicherheit (Teil 2)

Entscheidend für die Qualität der Berechnung ist neben der Integrität des akustischen Modells vor allem die sachgerechte Aufbereitung der Eingabedaten. Sogar wenn das akustische Modell perfekt wäre, so gilt bei Fluglärmberechnungen in ganz besonderem Masse, dass das Ergebnis nur so gut ist wie die Eingabedaten. Neben den Eingabedaten beeinflussen natürlich die im akustischen Modell benutzten Ansätze zur Beschreibung der Schallentstehung und der Schallausbreitung das Berechnungsergebnis. Die wichtigsten Einflussfaktoren bei der Vorbereitung und Durchführung von Fluglärmberechnungen sind:

- Unsicherheiten in der Identifizierung einzelner Flugzeugtypen.
- Unsicherheiten in den akustischen Zuordnungen wegen unterschiedlicher Motorisierung.
- Unsicherheiten in den akustischen Substitutionen wegen fehlender Quellendaten.
- Unsicherheiten über die Leistungssetzung im Landeanflug, beim Start und Steigflug.
- Unsicherheiten in der Modellierung der Flugwege (gilt hauptsächlich bei Flugwegbeschreibungen ohne Radardaten).
- Unsicherheit in der Modellierung der Schallquelle (Schallleistung und richtungsabhängige Schallabstrahlung).
- Unsicherheit in der Beschreibung der atmosphärischen Dämpfung bei wechselnden Temperatur- und Feuchte-Verhältnissen.
- Unsicherheit der empirischen Zusatzdämpfung, resp. Unsicherheiten bei schleifendem Schalleinfall über grössere Distanzen.
- Unsicherheiten bei Abschattung durch grossräumige Geländestrukturen.
- Unsicherheit wegen interpolierter Werte zwischen den berechneten Gitterpunkten.

3.6. Im akustischen Modell zur Fluglärmberechnung nicht berücksichtigte Einflussgrössen und ihre Bedeutung

3.6.1. Vorbemerkung

Bei den im akustischen Modell nicht berücksichtigten Grössen handelt es sich hauptsächlich um Witterungseinflüsse. Dabei wirkt sich der Zustand der Atmosphäre einerseits direkt auf das Flugzeug als Schallquelle aus. Andererseits sind die Schallausbreitungspfade und die Dämpfung des Schalls abhängig von den Temperatur-, Feuchte- und Windverhältnissen. Neben diesen rein witterungsabhängigen Faktoren beeinflussen grossräumige Geländestrukturen, kleinräumige Strukturen beim Empfänger sowie der Boden die Schallausbreitung resp. den resultierenden Pegel am Empfangsort. Nachfolgend werden diese Effekte und ihre Bedeutung kurz diskutiert.

3.6.2. Einfluss des Wetters auf das Flugzeug als Schallquelle

Das Wetter resp. die Windverhältnisse sind massgebend für die räumliche Verteilung der Flugzeuge. Die Windgeschwindigkeit verändert zudem die Position des Flugzeugs im Raum sowie die Fluggeschwindigkeit relativ zum Boden. Ebenfalls einen Einfluss auf die Geometrie der Flugbahn hat die Temperatur. Je nach Temperatur verändert sich das Steigvermögen des Flugzeugs. Bei hohen Temperaturen muss zudem als Folge der kleineren Luftdichte eine höhere Triebwerksleistung gewählt werden, so dass der Spielraum hinsichtlich reduzierter Triebwerksleistung (*flex take-off*) bei Starts und bei nicht voll beladenen Flugzeugen eingeschränkt wird. Die Flugzeuge werden damit in der ersten Phase des Starts eher mit erhöhtem Schub und somit ohne die bei reduzierter Leistung mögliche Lärmminderung starten, bis dann in einigen hundert Metern Flughöhe die Leistung auf *climb power* reduziert wird.

Durch die Verwendung von Radaraufzeichnungen real geflogener Flugwege können die oben angeführten geometrischen Effekte wie Abflugrichtung und Positionsverschiebung unter Windeinfluss direkt berücksichtigt werden. Die je nach Wetter unterschiedlichen Steigprofile werden durch Radardaten ebenfalls grösstenteils korrekt abgebildet. Wegen der luftdruckbasierten Höhenmessung des Transponders können jedoch systematische Fehler in der Bestimmung der Flughöhe entstehen, wenn die aktuelle Atmosphäre stark von der Standardatmosphäre abweicht. Von diesem möglichen Höhenfehler einmal abgesehen, verbleibt im Wesentlichen die wetterbedingte Unsicherheit der Triebwerksleistung. Sie dürfte jedoch in einer Jahresmittelbetrachtung vernachlässigbar sein.

3.6.3. Turbulenzen

Turbulenzen in der Luft werden durch Flugzeuge oder durch thermische Effekte verursacht. Turbulenzen stellen Luftpakete dar, die bezüglich Dichte und Temperatur von ihrer unmittelbaren Umgebung abweichen. Beim Auftreffen von Schallwellen auf diese Mediumsinhomogenitäten wird ein Teil der Schallenergie gestreut. Dies kann dazu führen, dass die abschirmende Wirkung von Hindernissen reduziert wird, oder dass Schallenergie in Schattenzonen gelangt. Ein weiterer Effekt der Schallstreuung manifestiert sich in einer Verflachung des Frequenzgangs beim Bodeneffekt, so dass die Interferenzmuster geglättet werden.

Turbulenzen in der Luft bewirken Pegelschwankungen im Zeitraum von mehreren Sekunden, was unter Umständen einen nicht vernachlässigbaren Einfluss auf den Maximalpegel hat. Bei der Integration eines Überflugs mitteln sie sich jedoch zum grössten Teil aus. Turbulenzbedingte Pegelschwankungen können somit bei der Bestimmung des Ereignispegels L_{AE} resp. beim Vergleich zwischen Messung und Berechnung vernachlässigt werden.

3.6.4. Wirkung wechselnder Temperatur- und Feuchte-Verhältnisse

Kalte Luft ist zwar trocken, hat jedoch eine höhere relative Luftfeuchtigkeit als warme, denn kalte Luft ist schneller gesättigt als warme (vgl. dazu Kapitel 3.7.6 und Anhang A4.3). Da die relative Luftfeuchtigkeit nur den Sättigungsgrad der Luft an Wasserdampf angibt, sagt sie nichts aus über den effektiven Wasserdampfgehalt. Dieser ist jedoch verantwortlich für den Energieverlust der Schallwellen in der Atmosphäre. Je höher er ist, desto geringer die Dämpfung. Trockene Luft dämpft bei tiefen

Temperaturen stärker als feuchte und zwar mit zunehmender Frequenz (bei 2.5 kHz rund das Zehnfache als bei 250 Hz). Bei hohen Temperaturen ist es aber gerade umgekehrt: Feuchte Luft dämpft stärker als trockene.

Die Luftdämpfung eliminiert somit bei zunehmendem Schallweg die hohen Frequenzen aus dem Spektrum. Fig. 3-11 zeigt die entsprechenden Zusammenhänge exemplarisch für die Terzbandmittenfrequenz von 1000 Hz unter Anwendung von ISO9613-1, welche die frequenz- und distanzabhängige Luftdämpfung in Abhängigkeit der relativen Luftfeuchtigkeit und Temperatur angibt [57]. Erst bei extrem trockener oder sehr kalter Luft treten Abweichungen gegenüber Standardbedingungen (15° C, 70% relF) von mehr als 1 dB auf. Die effektive Wirkung auf den A-Pegel sollte jedoch anhand eines vollständigen Frequenzspektrums geprüft werden.

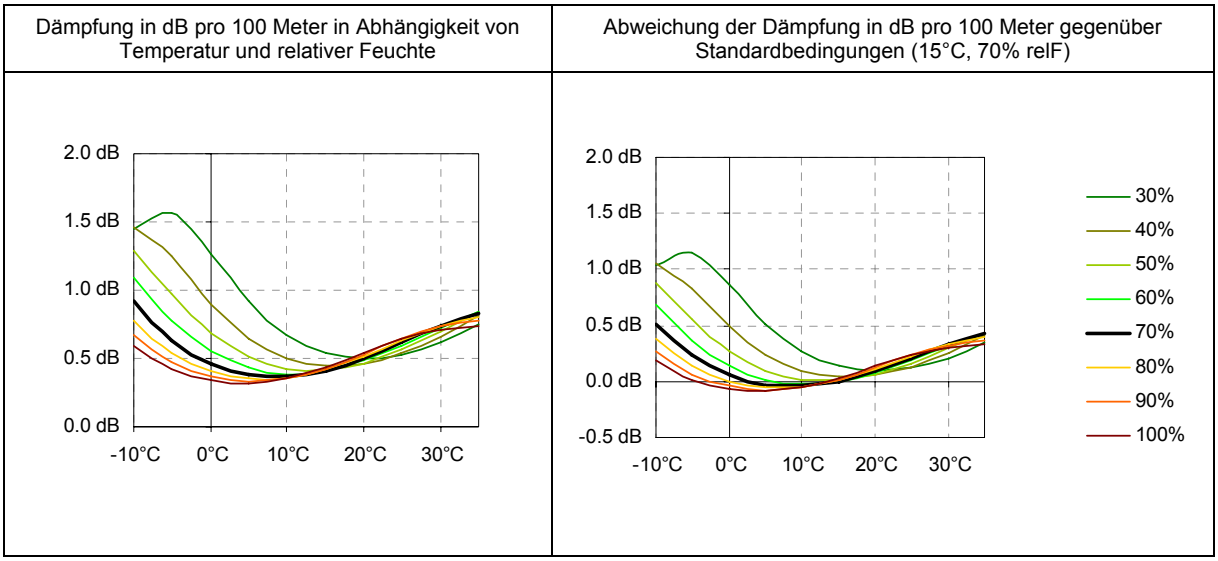


Fig. 3-11 Luftdämpfung nach ISO9613-1 in Abhängigkeit von Temperatur und relativer Feuchte bei einer Frequenz von 1000 Hz.

3.6.5. Bodeneffekt

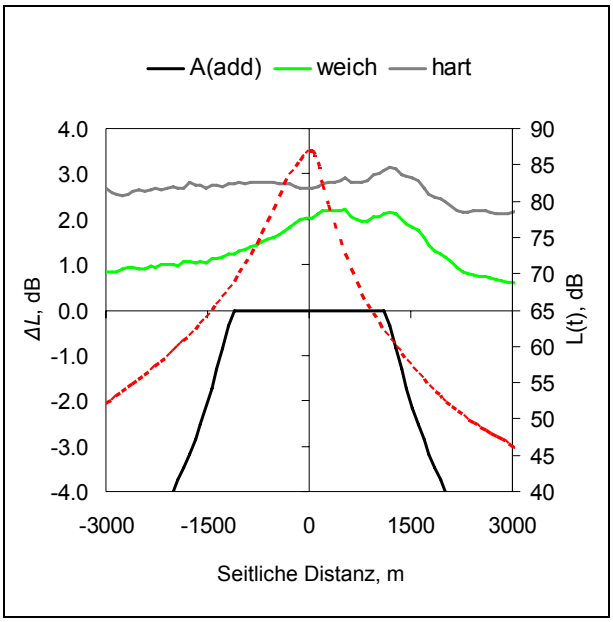
Bodeneffekt darf nicht mit der Bodenzusatzdämpfung verwechselt werden, die in Kapitel 3.4.9 behandelt wurde und dort als Zusatzdämpfung A_{add} bezeichnet wird.

In der Regel setzt sich das Empfängersignal aus dem Direktschall und der Reflexion am Boden zusammen. Diese beiden Anteile interferieren, wobei sie sich je nach Frequenz verstärken oder abschwächen können. Diese Interferenzwirkung wird als Bodeneffekt bezeichnet [45].

Die Wirkung des Bodeneffekts hängt dabei ab vom Einfallswinkel der Schallwelle, von der Beschaffenheit des Bodens, vom Frequenzspektrum beim Empfänger, von der Distanz und von der Höhe des Empfangspunktes über dem Boden. Der eigentliche Bodeneffekt kann sowohl zu einer Verstärkung als auch zu einer Dämpfung des Pegels beim Empfänger führen.

Nachfolgende Abbildung zeigt diesen Sachverhalt: Bei einem geradlinigen Überflug in einer Höhe von 305 Metern und einer Geschwindigkeit von 160 Knoten bewirkt der Bodeneffekt je nach Distanz und Bodenbeschaffenheit eine Erhöhung des Momentanpegels zwischen 0.6 und 3.1 dB für einen Empfangspunkt direkt unterhalb der Flugbahn (grüne resp. graue Linien). Der Ereignispegel als energetische Summe der Momentanpegel erhöht sich dabei bei weichem Untergrund um 2 dB, bei hartem dagegen um 3 dB.

Bei Immissionsmodellen wie beispielsweise FLULA2, deren Quellenwerte direkt auf Messungen basieren, ist der mittlere Bodeneffekt implizit im Quellenwert enthalten, so dass der reine Bodeneffekt bei Fluglärmberechnungen unbedeutend ist und vernachlässigt werden kann.



Erläuterung zur nebenstehenden Abbildung:

Die rote Kurve entspricht dem zeitlichen Pegelverlauf eines simulierten Fluglärmereignisses. Die schwarze Linie zeigt die in FLULA2 verwendete Zusatzdämpfung (Eq. 3-11). Im vorliegenden Beispiel verschwindet sie in Distanzen unterhalb von ca. 1500 Metern. Der Bodeneffekt (grüne resp. graue Linie) schwankt dagegen je nach Distanz und Bodenbeschaffenheit zwischen 0.6 und 3.1 dB. Während der harte Untergrund (Strömungswiderstand von 10'000 Rayl) im dargestellten Ausschnitt zu einem praktisch konstanten Bodeneffekt führt, nimmt jener bei weichem Untergrund (300 Rayl) mit zunehmender Distanz ab. Die Maxima im Bodeneffekt bilden sich sowohl bei weichem als auch bei hartem Bodenbelag erst nach Erreichen des Pegelmaximums aus.

Fig. 3-12 Vergleich zwischen Bodeneffekt und (Boden)Zusatzdämpfung am Beispiel eines idealisierten Fluglärmereignisses (geradliniger Überflug A320 in 305 Metern mit einer Geschwindigkeit von 160 Knoten).

3.6.6. Wind- und Temperaturgradienten

Wind- und Temperaturgradienten in der Atmosphäre ergeben unterschiedliche Schallgeschwindigkeiten in Funktion der Höhe, was zu gekrümmten Schallausbreitungspfaden führt (vgl. Fig. 3-13 und Fig. 3-14). In [29] wird eine Einschätzung der Wirkung von Temperaturgradienten auf die Schallausbreitung gegeben. Es werden folgende Feststellungen gemacht:

- Tagsüber nimmt die Schallausbreitungsgeschwindigkeit bei direkter Sonneneinstrahlung mit zunehmender Höhe ab, so dass hinderliche Ausbreitungsbedingungen[6] entstehen (vgl. Fig. 3-13, Grafik links). Bei bodennahen Quellen können sich ab Abständen von einigen hundert Metern Schattenzonen ausbilden, für welche die Immissionspegel im Vergleich zur neutralen Schichtung eine zusätzliche Dämpfung von 20 dB(A) und mehr erfahren. Mit zunehmender Quellenhöhe vergrössert sich die Entfernung, ab der eine Schattenzone entsteht. So ist bei einer Quellenhöhe von 100 Metern der Empfänger erst ab einem Abstand von rund einem Kilometer im Schallschatten. Bei einer Höhe von 200 Metern sind es zwei Kilometer, bei 500 Metern rund vier Kilometer.
- Während der Nacht kühlt sich bei klarem Himmel der Boden schneller ab als die oberen Luftschichten, so dass sich bei mässigem Wind positive Temperaturgradienten und damit förderliche Ausbreitungsbedingungen ausbilden (vgl. Fig. 3-13, Grafik rechts). Die Inversionsschichten sind typisch zwischen einigen zehn und einigen hundert Metern mächtig. Für bodennahe Quellen führt die Ausbreitungskrümmung gegen den Boden hin zu einem möglichen Übersteigen von Hindernissen. Dadurch können im Vergleich zur neutralen Schichtung Immissionspegelerhöhungen von 10 dB(A) und mehr auftreten. Da die Inversionsschichten nur eine relativ geringe Ausdehnung haben, kehrt sich in höheren Luftschichten der Temperaturgradient um, so dass sich oberhalb der Inversionsschicht Schallschattenzonen ausbilden. Auch hier vergrössert sich die Distanz, ab welcher eine Schattenzone entsteht, mit zunehmender Quellenhöhe.

Analog zu den beschriebenen Temperatureffekten können förderliche und hinderliche Ausbreitungsbedingungen auch durch Windgeschwindigkeitsgradienten verursacht werden. Sobald jedoch das Flugzeug in der Luft ist und freie Sicht von der Quelle zum Empfänger besteht, beeinflusst ein Mitwind den Immissionspegel nur unbedeutend, da der Schall sowohl bei gerader als auch bei gekrümmter Ausbreitung gleichermassen ungehindert beim Empfänger eintrifft. Bei Gegenwind tritt dagegen ein

[6] Wetterbedingungen, welche die Schallausbreitung nicht begünstigen.

Schallschatten auf, wobei die Verhältnisse zwischen Quellenhöhe und Abstand zur Schattenzone mit dem oben beschriebenen Fall der labilen Schichtung vergleichbar sind.

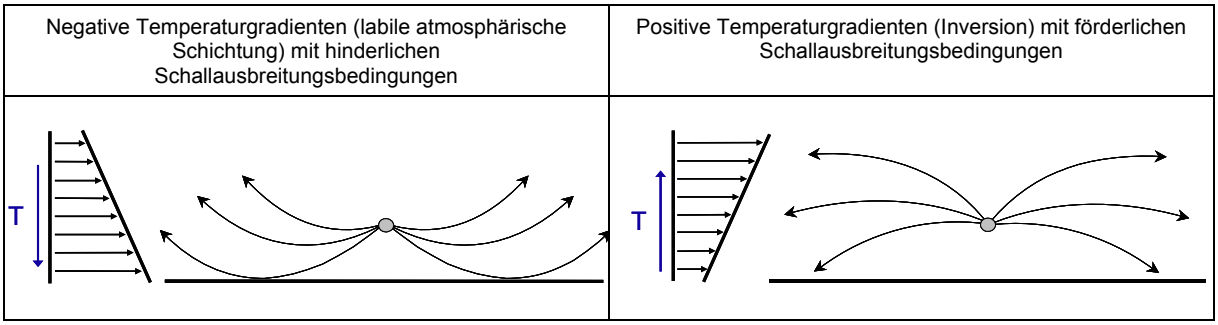

Negative Temperaturgradienten (labile atmosphärische Schichtung) mit hinderlichen Schallausbreitungsbedingungen
Positive Temperaturgradienten (Inversion) mit förderlichen Schallausbreitungsbedingungen
T
T

Fig. 3-13 Einfluss von Temperaturgradienten auf die Schallausbreitung: labile Schichtung (links) führt zu hinderlichen, Inversionen (rechts) zu förderlichen Ausbreitungsbedingungen.

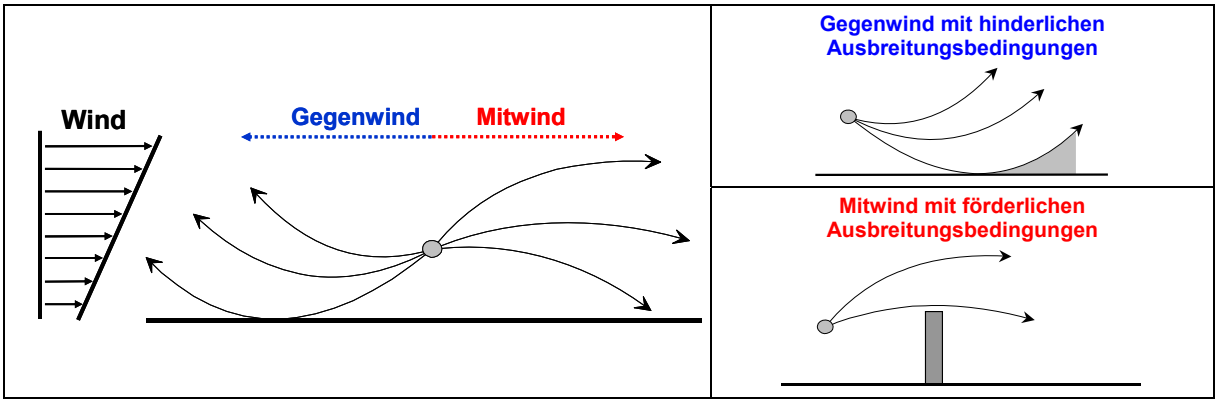


Fig. 3-14 Einfluss des Windes auf die Schallausbreitung: Gegenwind führt zur Ausbildung von Schattenzonen mit einer deutlichen Pegelminderung; Mitwind bewirkt, dass Hindernisse überstiegen werden mit einer deutlichen Pegelerhöhung auf der Rückseite des Hindernisses.

3.6.7. Hinderniswirkung resp. Abschattung wegen grosser Geländestrukturen

Für die Modellierung der Schallausbreitung über variablem Gelände mit lokalen Abschirmungen werden verschiedene Ansätze verwendet. In [43] und [45] werden einige davon beschrieben und diskutiert. Die sich daraus ergebende Hinderniswirkung ist vor allem bei bodengebunden Lärmquellen (Eisenbahn und Strasse) von herausragender Bedeutung. Hier wird auch mittels Schallschutzwänden oder –wällen aktiv versucht, den Ausbreitungsweg des Schalls zu unterbrechen. Dabei resultieren Einfügungsdämpfungen von typischerweise 12 dB. Der Effekt kann jedoch durch Witterungseinflüsse abgeschwächt sein (vgl. Fig. 3-14). Künstliche Hindernisse zur Unterbrechung des Schallausbreitungswegs haben beim Fluglärm jedoch keine Bedeutung, da sich die Quelle in der Regel in der Luft befindet und der Direktschall dominiert.

Hügelkuppen stellen dagegen natürliche Hindernisse dar, welche die direkte Sichtverbindung zwischen Lärmquelle und Empfangspunkt unterbrechen, was zu einer deutlichen Pegelminderung auf der zur Quelle abgewandten Seite führen kann. Beim Fluglärm trifft dies jedoch höchst selten zu, da sich die Flugzeuge meist in Flughöhen befinden, wo direkte Sichtverbindung zum Empfänger besteht. Zudem werden Fluganlagen in Gebieten gebaut, wo An- und Abflüge nicht durch grössere Geländeerhebungen behindert werden. Deshalb entstehen auch im Endanflugbereich oder kurz nach dem Start, wo sich die Flugzeuge nur in geringen Höhen befinden, oft nur kurzzeitige Abschirmungen.

3.6.8. Reflexionen an Felswänden und Echos in Bergtälern

Ausgedehnte Felswände können in örtlich begrenzten Gebieten zu hörbaren Reflexionen führen. In der Regel ist aber der durch Reflexionen erzeugte Pegel wegen dem längeren Ausbreitungsweg und wegen der unvollständigen Reflexion wesentlich tiefer als der Pegel des Direktschalls. Die Reflexio-

nen können zwar vor Ort gut hörbar sein, der resultierende Pegel wird aber praktisch ausschliesslich vom erheblich lauteren Direktschall bestimmt.

Dasselbe gilt für Echos. In Talkesseln tritt gerade bei Starts oftmals diffuses Echo auf, welches über Minuten anhält und auch über diese Zeit hörbar bleibt. Auch hier ist der durch Echos resultierende Pegel wesentlich tiefer als der Pegel eines direkten Überflugs.

Reflexionen und Echos lassen sich im Prinzip wie Fremdgeräusche behandeln. Je näher ihr Pegel dem des Direktschalls kommt, desto höher ist die „Kontamination" (vgl. Kapitel 5.5). Theoretisch wären Pegelerhöhungen von mehreren Dezibel möglich. In Realität werden sie sich aber bei wenigen Zehntel-Dezibel bewegen.

3.6.9. Kleinräumige Effekte beim Empfänger

Fluglärmprogramme berechnen den Empfangspegel auf der grünen Wiese. Reale Empfangspunkte befinden sich jedoch in überbauten Gebieten, wo kleinräumige Effekte beim Empfänger wie Abschirmungen durch Gebäude, Reflexionen an Dächern, an Häuserfassaden oder an harten Bodenbelägen den Immissionspegel stark beeinflussen.

Massgebend für die Wirkung solcher Effekte ist die Richtung des Schalleinfalls. Während eines einzelnen Vorbeiflugs ändert sich diese jedoch kontinuierlich. Mit Ausnahme des Endanflugbereichs fächern sich die Flugbahnen innerhalb eines Flugkorridors zusätzlich auf, so dass die Schalleinfallsrichtungen von Flugereignis zu Flugereignis ebenfalls beträchtlich variieren.

Um lokale Effekte in der Nähe des Empfangspunktes berücksichtigen zu können, müssten deshalb zuerst für einen ganz spezifischen Empfangspunkt Detailuntersuchungen zur Variation in der Schalleinfallsrichtung unternommen und danach mit grossem Rechenaufwand die für bestimmte Einfallswinkel geltenden Zusatzeffekte bestimmt werden. Eine solche Berechnung würde aber nur für den spezifisch gewählten Punkt gelten. Sie ist nicht repräsentativ für ein ganzes Gebiet.

Da Fluglärmberechnungen in der Regel flächendeckende Gültigkeit haben sollten, ist unklar, wie kleinräumige, lokale Effekte in Berechnungen auf praktikable Art und Weise berücksichtigt werden könnten. Sie sind jedoch integraler Bestandteil von Messungen (vgl. Kapitel 3.3.6), was den Vergleich zwischen einer berechneten und gemessenen Lärmbelastung je nach Messstandort erheblich erschwert.

3.6.10. Konsequenzen für die Bestimmung der Berechnungsunsicherheit (Teil 3)

Die nachfolgenden Bemerkungen ergänzen die Zusammenstellung von Kapitel 3.5.8.

Der Einfluss des Wetters auf die Flugeigenschaften wird dank der Verwendung von Radardaten automatisch berücksichtigt. Die wetterbedingten Variationen in der Triebwerksleistung werden dagegen im akustischen Modell nicht abgebildet. Sie können zu systematischen Effekten führen, die sich jedoch übers Jahr gesehen ausmitteln. Dies gilt auch für das Vernachlässigen der Temperaturabhängigkeit bei der Höhenkorrektur der Radardaten.

Kleinräumige Effekte können zwar zu systematischen Effekten führen, haben aber wegen der sich ständig wechselnden Einfallsrichtung des Schalls eher zufälligen Charakter. Von den Standardbedingungen abweichende Temperatur- und Feuchte-Verhältnisse haben dagegen systematische Abweichungen zur Folge, die sich unter Umständen korrigieren lassen.

Da das verwendete akustische Modell keine Geländeschnitte berechnet, lässt sich die Hinderniswirkung nicht berücksichtigen. Dies führt überall dort, wo die direkte Sicht zwischen dem Flugzeug und einem beliebigen Empfangspunkt durch grossräumige Geländestrukturen unterbrochen wird, zu einer systematischen Überbewertung der Berechnung.

Der Einfluss von Turbulenzen in der Luft lässt sich nur schwer quantifizieren. Es wird angenommen, dass er im Jahresmittel vernachlässigt werden kann. Beim Einfluss der Temperatur- und Windgradienten auf den Immissionspegel gilt es jedoch, zwei Fälle zu beachten und zu unterscheiden:

a) Immissionen sowohl in Flughafennähe als auch in grösseren Distanzen, verursacht durch Flugzeuge in der Luft in Flughöhen von mehreren hundert Metern.

b) Immissionen in Flughafennähe, verursacht durch Flugzeuge am Boden oder durch Flugzeuge in geringen Flughöhen (typischerweise unter 100 Metern).

Der erste ist der weitaus häufigste Fall. Hier spielen Temperatur- und Windgradienten im Jahresmittel eine vernachlässigbare Rolle. Im zweiten Fall dagegen muss auch im Jahresmittel von einem wesentlichen Wettereinfluss ausgegangen werden. Dabei können lokal grosse Unterschiede auftreten, je nachdem, ob übers Jahr gesehen bestimmte Windrichtungen dominieren, oder ob die Immissionen sich auf Tagesperioden beschränken, in denen bestimmte Temperaturschichtungen vorherrschen. (Beispielsweise Über- oder Vorbeiflüge nur in den Abendstunden oder nachts, wo Inversionslagen die Regel sind.)

Beim zweiten Fall wird versucht, die Ausbreitungsphänomene im Jahresmittel mit Hilfe der in Kapitel 3.4.9 erläuterten Zusatzdämpfung zu beschreiben. Wie gut dies gelingt, lässt sich nur anhand von akustischen Messungen abschätzen, die für verschiedene meteorologischen Bedingungen gelten. Neben akustischen Aufzeichnungen müssen deshalb auch Wetterdaten zur Verfügung stehen, um eine Aussage über den Einfluss und die Bedeutung einzelner Wetterparameter auf die akustische Modellrechnung machen zu können.

3.7. Verfügbare Daten zur Analyse von Messungen und Berechnungen

3.7.1. Vorbemerkung

Unabhängige Daten werden gebraucht, um die Berechnungen zu überprüfen (resp. zu validieren) und um systematische Effekte sowohl in den Messungen als auch in den Berechnungen zu erkennen. Mittels der Daten wird untersucht, ob sich unter Berücksichtigung der Mess- und Modellunsicherheiten allfällige Abweichungen zwischen Messung und Berechnung erklären lassen. Es wird aber auch gezeigt, wie sich verschiedene Faktoren wie Temperatur, Feuchte, Windgeschwindigkeit, Richtwirkung etc. auf die Pegeldifferenzen auswirken. Solche und ähnliche Abhängigkeiten geben dann Hinweise zur Verbesserung des Modells oder liefern Begründungen für auftretende systematische Abweichungen. Für entsprechende Analysen stehen folgende Daten zur Verfügung:

- Akustische Messungen an Monitoringstationen (automatische Messungen).
- Eigene akustische Messungen (begleitete und direkt kontrollierte Messungen).
- Belastungsrechnungen von Flugbetriebszenarien (Jahresbelastungen).
- Punktgenaue Simulationen ausgewählter Einzelflüge (Einzelflugsimulationen).
- Wetterdaten.

3.7.2. Akustische Messungen an den Monitoringstationen (automatische Messungen)

Es stehen rund 3.5 Millionen akustische Messungen von identifizierten Einzelflügen zur Verfügung. Sie stammen von den automatischen Messstationen der Flughäfen Zürich und Genf. Neben den Einzelwerten existieren pro Messstation auch Summenpegel in Form von *Leq* -Werten für die Tages- und Nachtstunden. Sie werden den offiziellen Jahresberichten der beiden Flughäfen entnommen oder lassen sich direkt aus den Messdaten unter Verwendung von Eq. 3-2 berechnen. Die Messdaten erstrecken sich im Falle von Zürich über die sechs Jahre von 1998 bis 2003. Im Falle von Genf sind Messdaten der Jahre 2000 und 2003 verfügbar.

Zwecks Analyse verschiedener Einflussfaktoren werden die Daten von insgesamt 14 Stationen verarbeitet.[7] Die Stationen sind zwischen 0.5 und 1.6 Kilometer von den Hauptflugachsen entfernt. Die Flughöhen betragen bei den Landungen im Mittel zwischen 100 und 200 Meter. Bei den Starts sind es zwischen 350 und 1200 Meter. Die Elevationswinkel betragen in der Regel über 20 Grad und gehen bis zu 80 Grad, was praktisch senkrechter Überflug bedeutet. Nur von drei Stationen aus sind landende und startende Flugzeuge unter einem Elevationswinkel von weniger als 15 Grad beobachtbar. Nimmt man alle Stationen zusammen, decken die Messungen praktisch den gesamten Bereich der seitlichen Schalllabstrahlung ab. Die exakte geografische Lage der Messstandorte ist im Anhang A18.1 dargestellt. Die geometrische Situation kann dem Anhang A18.7 entnommen werden.

[7] Zürich: NMT1 bis NMT9; Genf: NMT03, 05, 06, 10 und 11.

3.7.3. Eigene akustische Messungen (begleitete und direkt kontrollierte Messungen)

In den Jahren 1998 (zwei Tage im Mai), 2000 (zwei Tage im Juli) und 2001 (je zwei Tage im März und April) führte die Empa eigene begleitete Messungen durch.[8] Ein Hauptziel dieser Messungen war die Validierung von FLULA2. Die Messungen von 1998 können leider wegen eines Problems bei den Radaraufzeichnungen nicht verwendet werden.

Der Vergleich der verbleibenden rund 2800 Einzelmessungen (359 Landungen und 2049 Starts) mit simulierten Pegelwerten zeigt folgende Resultate: Bei den Starts sind die Differenzen im Mittel praktisch Null mit einer Standardabweichung von 2.1 dB (vgl. Anhang A21.3, Tabelle B). Die Landungen werden dagegen in der Berechnung mit rund 1 dB unterschätzt (Anhang A21.3, Tabelle A). Die Standardabweichung beträgt 2.4 dB.

Trotz dieses erfreulichen Befundes, ermöglichen die eigenen Messungen nur eine teilweise Validierung der Berechnungen, denn die Messperioden von wenigen Tagen weisen systematische Wettereinflüsse auf, die das Resultat beeinflussen. Zudem sind nicht alle Flugzeugtypen in genügender Anzahl gemessen worden, um eine vollständige Validierung durchführen zu können. Für eine vollständige Validierung sollten noch die Monitoringmessungen erschlossen werden (siehe weiter unten). Die wichtigsten Resultate der Teilvalidierung wurden in [11] veröffentlicht.

Die Messkampagnen von 2000 und 2001 dienten aber auch dazu, den Einfluss von Mikrofonhöhen zu untersuchen sowie die Messergebnisse der Monitoringstationen zu überprüfen.

Mit Hilfe von Messungen in einer Höhe von 1.2 und 10 Metern über weichem Untergrund (Grasboden) konnte gezeigt werden, wie tieffrequente Komponenten des Spektrums mit der Mikrofonhöhe variieren. Dabei ist der Einfluss der Mikrofonhöhe auf den A-bewerteten Pegel klein für direkte Überflüge und für moderne Flugzeuge mit hohem Nebenstromverhältnis der Triebwerke.

Bei grosser seitlicher Entfernung und entsprechend geringen Schalleinfallswinkeln resp. Höhenwinkeln sowie bei Spektren, die von tiefen Frequenzen dominiert werden (beispielsweise Flugzeuge mit Turboprop-Motoren), messen Mikrofone in einer Höhe von 1.2 Metern dagegen tendenziell tiefere Pegel als Mikrofone auf 10 Metern. Die Untersuchung zu den Mikrofonhöhen wurde in [12] publiziert.

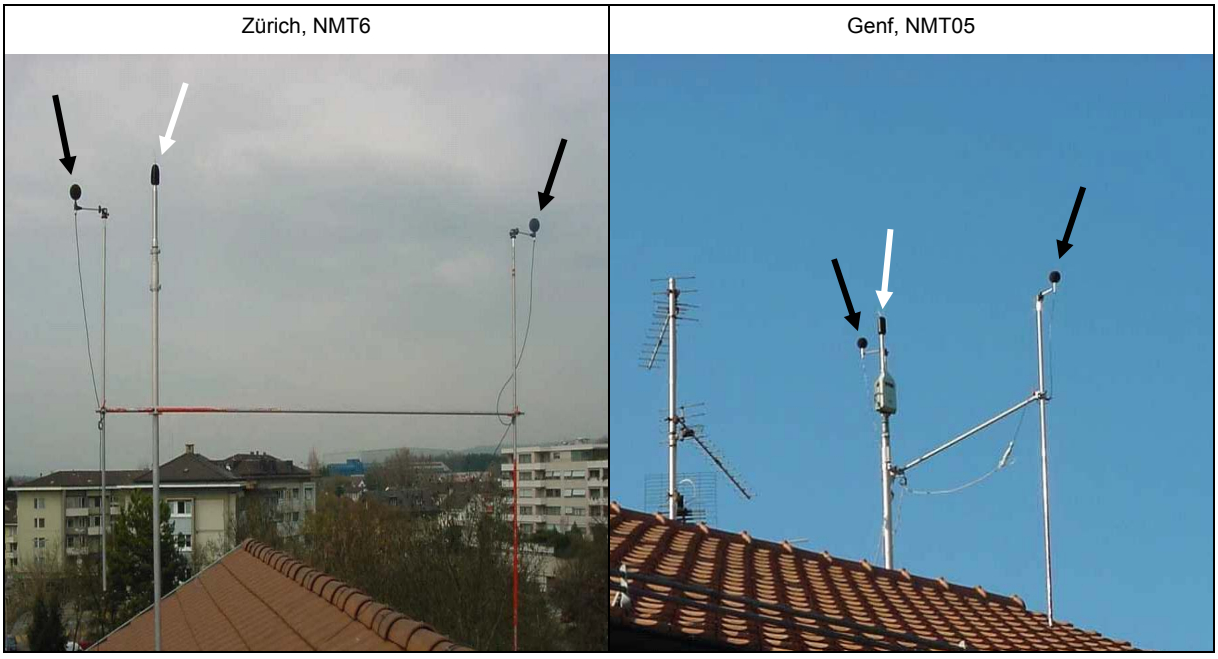


Fig. 3-15 Eigene Mikrofone (schwarze Pfeile) am Standort der NMT-Messmikrofone (weisse Pfeile).

Mit der Überprüfung der Monitoringmessungen wurden zwei Ziele verfolgt: Einerseits sollte mit Hilfe von eigenen, begleiteten Messungen am Standort des Monitoringmikrofons der Einfluss der Messumgebung aufs Messresultat untersucht werden. Andererseits sollte geprüft werden, ob sich die Lang-

[8] Die geografische Lage dieser Messstandorte sowie die mittlere Position der Flugzeuge, bezogen auf die Messstandorte, kann den Anhängen A18.1 und A18.7 entnommen werden.

zeitmessungen an den Monitoringstationen zur Validierung von Berechnungen eignen. Dazu wurden in Genf und Zürich jeweils an zwei Monitoringstationen zwei eigene Mikrofone platziert, eines unmittelbar neben dem Mikrofon der Station und eines in einer Entfernung von zwei bis drei Metern. Fig. 3-15 zeigt die Versuchsanordnung.

3.7.4. Belastungsrechnungen von Flugbetriebszenarien (Jahresbelastungen)

Die Jahresbelastungen sind von der Empa im Auftrage der Flughäfen Genf (AIG) und Zürich (Unique) berechnet worden. Sie liegen als Beurteilungspegel nach Schweizer Gesetzgebung vor. Der Beurteilungspegel ist im Falle der Landesflughäfen identisch mit dem Mittelungspegel, wenn keine Kleinluftfahrzeuge berücksichtigt werden. Die zugehörigen Berechnungsvorschriften sind in Anhang A1 und Anhang A2 gegeben.

Die Jahresbelastungen sind als Gitterpunktwerte in Abständen von 250 Metern verfügbar. Damit die berechneten Mittelungspegel mit den aus Messungen stammenden verglichen werden können, müssen sie auf den Standort der Messanlage umgerechnet werden. Dies geschieht durch lineare Interpolation der Gitterpunktwerte, welche den einzelnen Stationen am nächsten liegen.

Die interpolierten Werte von sechs Jahresbelastungen (vier für Zürich, zwei für Genf) werden exemplarisch an jeweils fünf Messstandorten in Zürich und Genf analysiert. Nur die Tagesbelastungen für die Zeit von 06 bis 22 Uhr werden verwendet. Insgesamt 30 berechnete Mittelungspegel werden auf diese Weise mit gemessenen verglichen (Kapitel 6.2 und Anhang A20).

Zudem werden die Wirkung unterschiedlicher Gitterabstände und die Wirkung der Anzahl simulierter Einzelflüge am Beispiel einer ausgewählten Jahresbelastung (Zürich 2000) untersucht (Kapitel 4.8). Zu diesem Zweck werden Simulationen mit Maschengitterweiten von 100 und 500 Metern resp. Berechnungen mit 4, 8, 32 und 100 zufällig ausgewählten Radarflugbahnen pro Flugzeugtyp und Flugroute gemacht und miteinander verglichen.

3.7.5. Punktgenaue Simulationen ausgewählter Einzelflüge (Einzelflugsimulationen)

Die punktgenauen Simulationen liefern an beliebigen Immissionspunkten die zeitlichen Pegelverläufe ausgewählter Flüge. Daraus lassen sich unter Verwendung von Schwellenpegeln verschiedene Ereignispegel bestimmen (siehe unten). Mittels Einzelflugsimulation können aber auch Pegelwerte mit und ohne Zusatzdämpfung berechnet werden. Daneben liefern die Einzelflugsimulationen diverse Positions- und Lagedaten sowie Expositionszeiten. Tab. 3-2 gibt eine Übersicht.

Tab. 3-2 Pegelwerte, Lagedaten und Expositionszeiten aus Einzelflugsimulationen.

Bezeichnung	Bedeutung
pegm_obod_sim	Simulierter Maximalpegel ohne Berücksichtigung der Zusatzdämpfung
pegm_sim	Simulierter Maximalpegel
rf_out(1)	Entfernung *r* zwischen Quelle und Empfänger bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(2)	Höhe über Pistenniveau bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(3)	Longitudinaler Abstrahlwinkel (Polarwinkel) θ bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(4)	Minimaldistanz r_{min} zwischen Quelle und Empfänger (*slant distance* s).
rf_out(5)	Lateraler Abstrahlwinkel (Azimut) φ bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(6)	Querneigung (*bankangle*) ε bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(7)	Elevation (Höhenwinkel) β bei Detektion des Maximalpegels.
rf_out(8)	Geografisches Azimut: Winkel ψ des Schalleinfalls bei Detektion des Maximalpegels.
sel	Simulierter Ereignispegel (ohne Schwellenkriterien, mit Zusatzdämpfung, keine Zeitverzögerung).
sel_obod	Simulierter Ereignispegel ohne Zusatzdämpfung.
sel_sim	Simulierter Ereignispegel unter Berücksichtigung der Laufzeit des Schalls von der Quelle zum Empfänger.
sel_sim_mon	Simulierter Ereignispegel unter Berücksichtigung der Messgeräteeinstellungen (vgl. Tab. 3-1).
sel_t10_sim	Simulierter Ereignispegel unter Berücksichtigung der t10-Zeit.
sel_ts_sim	Simulierter Ereignispegel unter Berücksichtigung der Schwellenzeit.
t10_sim	T10-Zeit aus Simulation
ts_sim	Schwellenzeit aus Simulation; Zeitspanne des Momentanpegels über der Messschwelle.

Die Berechnungsvorschriften zur Ermittlung der Distanzen, Höhen und Winkel sind in Anhang A2 zu finden. Da die einzelnen Flugbahnpositionen bei der Berechnung des zeitlichen Pegelverlaufs vom Empfänger unterschiedlich weit entfernt sind, weisen die von verschiedenen Positionen ausgesendeten Schallwellen unterschiedliche Zeitverzögerungen auf. Dieser Effekt wird in einer Standardsimulation vernachlässigt. Beim [sel_sim] wird er jedoch berücksichtigt, so dass der Einfluss der unterschiedlichen Schalllaufzeiten (*propagation time*) bei der Ermittlung des Ereignispegels abgeschätzt werden kann (Kapitel 4.3.5). In der Einzelflugsimulation lassen sich aber auch Ereignispegel unter Berücksichtigung verschiedener Schwellenwerte berechnen ([sel_t10_sim], [sel_ts_sim]). Damit soll deren Wirkung analysiert, und die von Monitoringstationen gelieferten Messwerte reproduziert werden.

3.7.6. Wetterdaten

Die Wetterdaten stammen von MeteoSchweiz (MCH). Es werden die Aufzeichnungen der Stationen Genève-Cointrin, Zürich-Kloten und Zürich verwendet. Folgende Klimadaten sind verfügbar: Lufttemperatur (T, °C), relative Luftfeuchtigkeit (relF, %), Luftdruck auf Stationshöhe (QFE, hPa), Globalstrahlung (Wh/m^2), Sonnenscheindauer (in Minuten), Windrichtung (°), Windgeschwindigkeit (m/s), horizontale Sichtweite (km) und Grad der Bewölkung (in Achteln der Himmelsbedeckung).

Bei Temperatur, Feuchte, Windrichtung und -geschwindigkeit handelt es sich um Stundenmittelwerte, die in einer Höhe von vier Metern über dem Boden gemessen werden. Der Luftdruck ist ein Momentanwert. Sonnenscheindauer und Globalstrahlung sind über eine Stunde aufsummierte Werte. Sichtweite und Bewölkung ergeben sich durch Augenbeobachtungen.

Bewölkungsgrad, Windgeschwindigkeit und Windrichtung werden benutzt, um die Ausbreitungssituation zu bestimmen. Es werden drei Kategorien unterschieden: Förderliche, hinderliche und unbestimmte Ausbreitungsbedingungen. Anhang A4.1 zeigt das Verfahren, wie aus den verfügbaren Klimadaten, aus den Angaben über den Sonnenstand sowie anhand der Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung die Ausbreitungsbedingungen bestimmt werden. Der Sonnenstand ergibt sich dabei aus den astronomischen Sonnenaufgangs- und Sonnenuntergangszeiten (vgl. Grafik in Anhang A4.1).

Zur Ermittlung der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung wird die Richtung des Schalleinfalls benötigt. Die entsprechenden Informationen stammen aus der Einzelflugsimulation ([rf_out(8)] von Tab. 3-2). Wie daraus unter Einbezug der globalen Windrichtung und Windgeschwindigkeit die Windgeschwindigkeitskomponenten in Ausbreitungsrichtung (positive Werte) resp. Gegenrichtung (negative Werte) bestimmt werden, zeigt Anhang A4.2.

Wie den Grafiken von Fig. 3-16 entnommen werden kann, sind mit Ausnahme von NMT4 in Zürich an allen Messstationen hinderliche Ausbreitungsbedingungen vorherrschend (H). Die Windgeschwindigkeiten zeigen ausser bei NMT9 (rote, gestrichelte Linie in der Grafik rechts) eine symmetrische Verteilung und bewegen sich zwischen ±4 m/s.

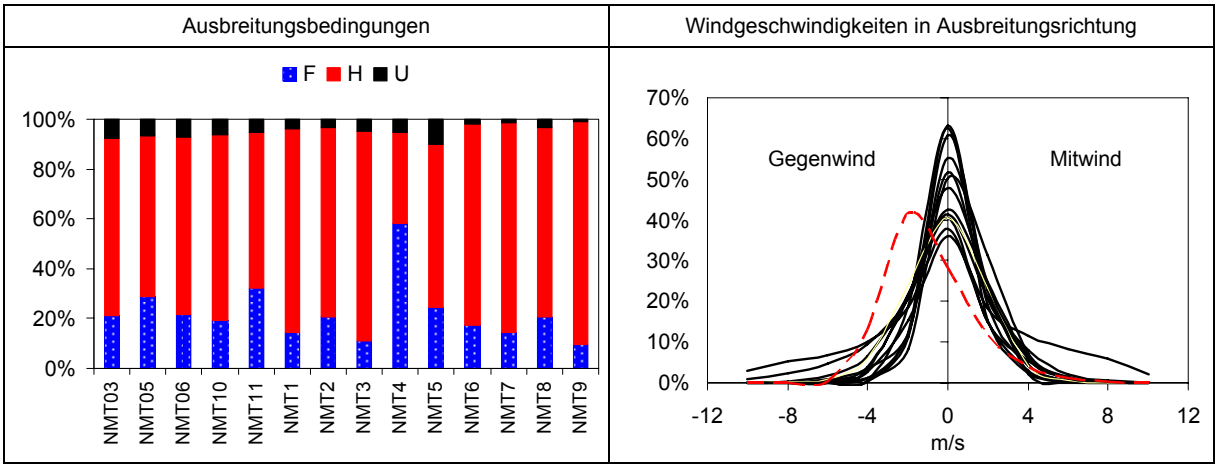


Fig. 3-16 Auftretenshäufigkeit von förderlichen (F), hinderlichen (H) sowie unbestimmten (U) Ausbreitungsbedingungen (Säulengrafik links) und prozentuale Anteile der Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung (positive Werte bezeichnen Mitwindsituationen, negative Werte Gegenwindsituationen) für Messstandorte in Zürich und Genf; weitere Erläuterungen siehe Text.

In den Anhängen A18.3 bis A18.6 sind die mittleren Wetterbedingungen in Genf und Zürich für die Jahre 1998 bis 2003 sowie die Wetterbedingungen während der Messkampagnen wieder gegeben. Die Jahresmittelwerte in Genf und Zürich entsprechen beinahe Standardbedingungen[9], denn das Jahresmittel der Lufttemperatur bewegt sich zwischen 9.5 und 11.8 °C, dasjenige der relativen Feuchte zwischen 68 und 79 Prozent.

Über das Jahr gesehen schwanken Temperatur und Feuchte jedoch stark. Fig. 3-17 zeigt die Auftretenshäufigkeiten von Feuchte und Temperatur für die Jahre 2000 bis 2003 getrennt für Tag und Nacht.[10] Die zugehörigen Zahlenwerte sind in Anhang A18.5 gegeben. Daraus ist ersichtlich, dass sich die Temperaturen in der Regel zwischen 0°C und 20°C, die relativen Feuchten zwischen 50% und 100% bewegen. Am Tag betrifft dies 75% aller Fälle, in der Nacht sind es gar 90%.

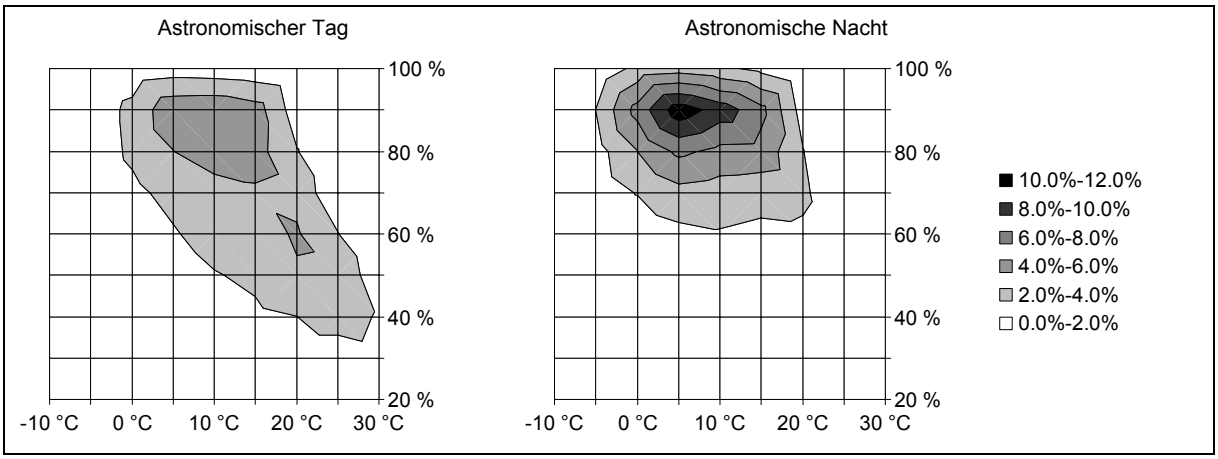


Fig. 3-17 Auftretenshäufigkeiten der relativen Feuchte und der Temperatur tags und nachts.

Aus der relativen Feuchte und der Temperatur lässt sich die absolute Feuchte berechnen. Die entsprechenden Berechnungsvorschriften sind in Anhang A4.3 gegeben. Die absolute Feuchte bezeichnet den Wasserdampfgehalt der Luft. Im Grunde hängt der Energieverlust der Schallwellen auf ihrem Weg durch die Atmosphäre resp. die atmosphärische Dämpfung von der molaren Wasserdampfkonzentration ab. Sie steht somit in direktem Zusammenhang mit der absoluten Feuchte. Fig. 3-18 zeigt den Zusammenhang zwischen Temperatur, relativer und absoluter Feuchte sowie den Jahresgang dieser drei Klimagrössen.

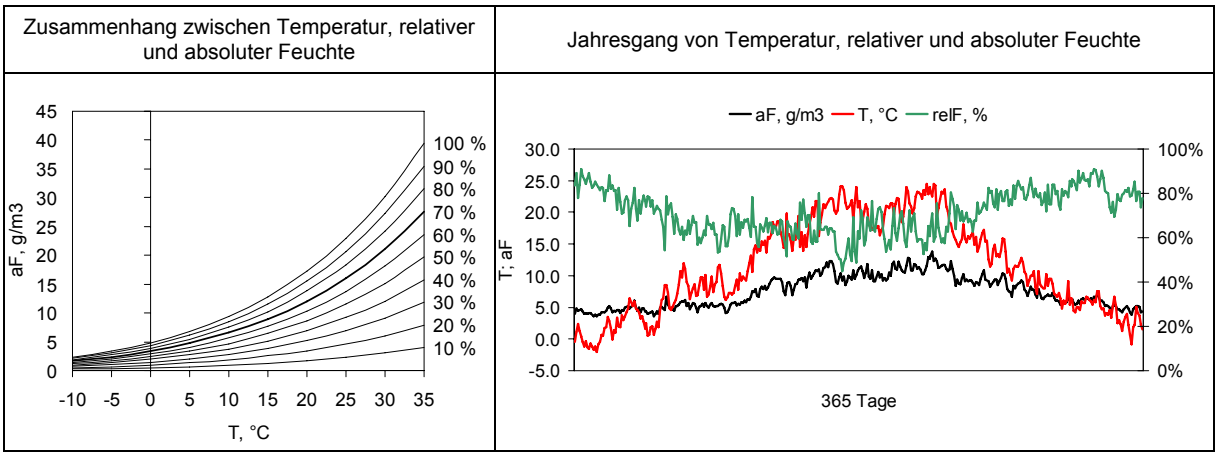


Fig. 3-18 Temperatur, relative und absolute Feuchte.

[9] ISA-Standardatmosphäre: 15°C, 70% relF.

[10] Die Unterscheidung in Tag und Nacht erfolgt anhand der Sonnenaufgangs- und Sonnenuntergangszeiten (vgl. Anhang A4.1).

3.7.7. Aufbereiten, Zusammenführen und Selektion der verfügbaren Daten

Die punktgenauen Simulationen werden zwecks Analyse verschiedener Einflussgrössen mit Flugbetriebsdaten, akustischen Messdaten und Klimadaten ergänzt. Als Zuordnungsschlüssel dienen Datum und Uhrzeit. Nicht jedem Messwert steht ein berechneter Wert zur Seite, da nicht sämtliche Flugbahnen eines Jahres einbezogen werden, sondern nur eine statistische Auswahl zur Berechnung einer Gesamtbelastung benutzt wird. Nur jedem zehnten Messwert kann ein berechneter Wert zugeordnet werden. Von diesen werden dann nur diejenigen Messereignisse verwendet, welche die Flughäfen als brauchbar deklarieren und die einem bestimmten Flugzeugtyp eindeutig zugeordnet werden können. Insgesamt können etwas mehr als 220'000 Wertepaare simulierter und gemessener Einzelereignisse ausgewertet werden (vgl. Kapitel 6.3 und Anhang A21).

3.8. Statistische Werkzeuge zur Datenauswertung

3.8.1. Vorbemerkung

Der wahre Wert einer Messgrösse ist unbekannt. Es existieren jedoch zwei Schätzungen dafür: die Berechnung und die Messung. Es kann nicht im Voraus gesagt werden, ob die Berechnung oder die Messung den wahren Wert besser reproduziert. Dies lässt sich erst beurteilen, wenn man die einzelnen Einflussgrössen und ihre Wirkungen aufs (End)Resultat kennt. Sobald eine Aussage über die Einflussgrössen gemacht werden kann, lässt sich auch ein direkter Zusammenhang zwischen den berechneten und gemessenen Werten bzw. dem wahren Wert einer Messgrösse herstellen.

Nachfolgend werden die statistischen Konzepte vorgestellt, welche beim Vergleich von gemessenen und berechneten Pegeln zur Anwendung kommen. Die Grundlagen dazu stammen aus dem *Guide to the expression of uncertainty in measurement* der ISO (GUM, [104]) sowie aus verschiedenen statistischen Fachbüchern, die sich mit Messunsicherheiten beschäftigen [37], [41], [105], [106].

Nachfolgend wird zuerst kurz auf die Terminologie des GUM eingegangen. Anschliessend wird deren Umsetzung auf akustische Grössen resp. deren Anwendung beim Vergleich von gemessenen und berechneten Pegeln gezeigt. Dabei wird in Differenzen von Mittelungspegeln ΔL_{Aeq} und Differenzen von Einzelereignispegeln ΔL_{AE} unterschieden.

3.8.2. Das Konzept des GUM zur Behandlung von Unsicherheiten

Der GUM unterscheidet zwei Methoden zur Ermittlung der Standardunsicherheit einer Messgrösse:

- Statistische Analysen von Messreihen (Methode A)
- Analytische Überlegungen (Methode B)

Methode A liefert die Standardunsicherheit des Typs A, Methode B diejenige des Typs B. Durch Kombination dieser beiden erhält man die Gesamtunsicherheit einer Messgrösse.

Standardunsicherheiten des Typs A

Die Standardunsicherheit des Typs A beruht auf statistischen Analysen. Sie wird der Standardabweichung gleich gesetzt [37] und reduziert sich für den Mittelwert gemäss nachfolgender Definition mit der zunehmenden Anzahl von Beobachtungen:

Eq. 3-15 $$SE = \frac{SD}{\sqrt{N}} = \frac{\sqrt{VAR}}{\sqrt{N}}$$

SE ist der *Standard Error*. Er bezeichnet in der vorliegenden Arbeit die Standardabweichung des Mittelwerts und berechnet sich aus der Standardabweichung (*Standard Deviation SD*) und der Anzahl Beobachtungen *N*. Dabei entspricht *SD* der positiven Wurzel der Varianz *VAR*.

Standardunsicherheiten des Typs B

Meist enthalten die Messgrössen Unsicherheitskomponenten, die nicht direkt aus der statistischen Analyse von Messreihen erschlossen werden können. Sie lassen sich nur auf analytischem Wege durch Modellüberlegungen bestimmen. Man spricht dann von der Standardunsicherheit des Typs B.

Die Standardunsicherheit des Typs B ergibt sich gemäss GUM [104] aus Beiträgen, die durch Beurteilung aller einschlägigen Informationen über die Variabilität der betreffenden Messgrösse gewonnen werden können oder die durch systematische Effekte bedingt sind. Gränicher [37] liefert folgende Liste von Informationen, welche Beiträge zur Standardunsicherheit des Typs B liefern können:

- Ergebnisse früherer Messungen.
- Kenntnisse über das Verhalten und die Eigenschaften der verwendeten Messinstrumente.
- Herstellerspezifikationen inklusive Kalibrationszertifikate.
- Unsicherheiten, die Referenzwerten aus Handbüchern zuzuschreiben sind.
- Erkannte, jedoch quantitativ nicht erfasste oder nicht erfassbare systematische Fehler.
- Systematische oder zufallsbedingte Unsicherheiten allfällig vorgenommener Korrekturen.

Kombinierte Standardunsicherheit

Die nach den Methoden A und B ermittelten Standardunsicherheiten lassen sich zu einer Gesamtunsicherheit kombinieren, indem die Varianzen der einzelnen Unsicherheitskomponenten gewichtet und wie folgt addiert werden:

Eq. 3-16 $$u_c^2 = \sum_i c_i^2 \cdot u_i^2 \qquad \text{wobei: } c_i = \frac{\partial F}{\partial f_i}$$

u_c ist die kombinierte Standardunsicherheit; u_i sind die einzelnen nach Methode A oder B ermittelten Standardunsicherheiten; c ist ein Gewichtsfaktor und wird als Sensitivitätskoeffizient (*sensitivity coefficient*) bezeichnet. Die Sensitivitätskoeffizienten ergeben sich unter Anwendung des Gauss'schen Fehlerfortpflanzungsgesetzes (*law of propagation of uncertainties*). Sie entsprechen der partiellen Ableitung. Die allgemeine Formulierung des Fehlerfortpflanzungsgesetzes lautet:

Eq. 3-17 $$u_c^2 = \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{\partial F}{\partial f_i} \cdot u_i \right)^2 + 2 \cdot \sum_{k=1}^{n} \sum_{l>k}^{n} \frac{\partial F}{\partial f_k} \cdot \frac{\partial F}{\partial f_l} \cdot u_{kl}$$

u_{kl} entspricht der Kovarianz und drückt die Korrelation zwischen den beiden Funktionen f_k und f_l aus. Sind die einzelnen Beiträge u_i zur kombinierten Standardunsicherheit u_c unkorreliert, so kann der Term mit der Doppelsumme in Eq. 3-17 weggelassen werden. Werden die Kovarianzen generell vernachlässigt, so führt das in der Regel zu einer Überbewertung der Unsicherheiten.

Erweiterte, kombinierte Standardunsicherheit

Mit Hilfe der kombinierten Unsicherheit u_c lässt sich eine Angabe über den Wertebereich machen, worin sich die ermittelte Grösse (hier der Mittelwert) mit einer bestimmten Wahrscheinlichkeit p befindet. Sind die Werte, welche zur Mittelwertbildung benutzt werden, normal verteilt, so deckt die Standardunsicherheit 68 Prozent der Werte des gesamten Wertebereichs ab. Man redet dann vom 68%-Vertrauensintervall. Oft werden höhere Vertrauenswahrscheinlichkeiten gefordert (95% oder gar 99%). Der zugehörige Unsicherheitswert wird als erweiterte Unsicherheit (*expanded uncertainty*) bezeichnet. Als Variable wird zwecks Unterscheidung gegenüber der Standardunsicherheit ein grosses U verwendet. Die erweiterte Unsicherheit berechnet sich durch Multiplikation der kombinierten Unsicherheit u_c mit dem Erweiterungsfaktor (*coverage factor*) k_p:

Eq. 3-18 $$U_p = k_p \cdot u_c$$

Zur Berechnung einer bestimmten Wahrscheinlichkeit p (auch als Vertrauens-, Signifikanz- oder Konfidenzniveau bezeichnet) gelten für normal verteilte Werte mit einer Stichprobenanzahl von mehr als 30 die Erweiterungsfaktoren gemäss Tab. 3-3.

Tab. 3-3 Erweiterungsfaktoren zur Berechnung eines bestimmten Konfidenzniveaus.

p =	68%	80%	90%	95%	99%	99.7%
k =	1.00	1.28	1.65	1.96	2.58	3.00

3.8.3. Vergleich berechneter und gemessener Mittelungspegel

Zum Vergleich berechneter und gemessener Mittelungspegel werden folgende Differenzen gebildet:

Eq. 3-19 $$\Delta L_{Aeq} = L_{Aeq\,calc} - L_{Aeq\,meas}$$

Da angenommen werden kann, dass Messung und Berechnung unkorreliert sind, ergibt sich für die Differenz der Mittelungspegel folgende Unsicherheit:

Eq. 3-20 $$u_{\Delta L_{Aeq}} = \sqrt{u_{meas}^2 + u_{calc}^2}$$

3.8.4. Vergleich berechneter und gemessener Einzelwerte

Für jedes Einzelereignis werden die Differenzen der berechneten und gemessenen Pegel gebildet:

Eq. 3-21 $$\Delta L_{ij} = L_{calc,ij} - L_{meas,ij}$$

Dabei kann L für einen Maximal- oder einen Ereignispegel stehen. Der Index i ist ein Zähler, j steht für einen bestimmten Flugzeugtyp. Die Pegeldifferenzen lassen sich pro Flugzeugtyp statistisch auswerten, indem Mittelwerte und Standardabweichungen bestimmt werden:

Eq. 3-22 $$\overline{\Delta L}_j = \frac{1}{N_j}\sum_{i=1}^{N_j} \Delta L_{ij}$$

Eq. 3-23 $$VAR_j = SD_j^2 = \frac{1}{N_j - 1}\sum_{i=1}^{N_j} \left(\Delta L_{ij} - \overline{\Delta L}_j\right)^2$$

Eq. 3-24 $$SE_j = \frac{SD_j}{\sqrt{N_j}}$$

Da der gemessene Pegel gemäss Eq. 3-21 vom berechneten abgezogen wird, bedeutet ein negatives Vorzeichen in der Differenz, dass die Berechnung im Mittel den Messwert unterbewertet.

Die statistischen Kennzahlen erlauben nun eine Aussage, wie gut im Mittel die Berechnung eine Messung reproduzieren kann. Um entscheiden zu können, ob die ermittelten Abweichungen signifikant sind oder nicht, müssen neben der rein statistischen Unsicherheit von Eq. 3-24 noch die Unsicherheiten der Messungen resp. Berechnungen berücksichtigt werden. Es gilt:

Eq. 3-25 $$u_{\overline{\Delta L}_j} = \sqrt{SE_j^2 + u_{calc,j}^2 + u_{meas,j}^2}$$

Im nachfolgenden Kapitel wird der Signifikanzbegriff näher erläutert. Es wird gezeigt, wie unter Anwendung von Eq. 3-25 signifikante Abweichungen erkannt werden können.

3.8.5. Test auf signifikante Abweichungen

Die Teststatistik geht von der Nullhypothese H_0 aus, wonach festgestellte Abweichungen als rein zufällig einzustufen sind, und prüft dann, wie gross die Wahrscheinlichkeit ist, dass H_0 zutrifft. Ist diese Wahrscheinlichkeit unter einem bestimmten Vertrauens- oder Signifikanzniveau (*confidence level*), wird H_0 verworfen und die Alternativhypothese H_A akzeptiert. Nachfolgende Tabelle zeigt die in der vorliegenden Arbeit formulierten Hypothesen zur Prüfung der verschiedenen Pegeldifferenzen.

Tab. 3-4 Null- und Alternativhypothese beim Vergleich berechneter und gemessener Pegel.

	Vergleich von Messungen	Vergleich von Berechnung und Messung	Vergleich von Berechnungen
H_0:	Die auftretenden Abweichungen zwischen den eigenen Messungen und den Messungen an den Monitoringstationen sind zufallsbedingt.	Die Abweichungen zwischen berechneten und gemessenen Pegeln sind zufallsbedingt; sie sind auf die Modellunsicherheit oder die Messunsicherheit zurückzuführen resp. lassen sich durch diese erklären.	Die auftretenden Abweichungen zwischen den berechneten Pegeln sind zufallsbedingt.
H_A:	Die auftretenden Abweichungen zwischen den eigenen Messungen und den Messungen an den Monitoringstationen sind auf die unterschiedlichen Mikrofonstandorte oder auf defekte Mikrofone zurückzuführen.	Die Abweichungen zwischen berechneten und gemessenen Pegeln lassen sich auf systematische Effekte bei der Messung (Reflexionen beim Messstandort) und/oder auf eine ungenügende Beschreibung der Schallentstehung sowie der Vorgänge auf dem Ausbreitungsweg des Schalls zurückführen.	Die auftretenden Abweichungen zwischen den berechneten Pegeln sind auf unterschiedliche Modellansätze oder Eingabedaten zurückzuführen.

Durch den Vergleich der Mittelwerte mit ihren Standardunsicherheiten lässt sich entscheiden, ob Berechnung und Messung signifikant voneinander abweichen:

Eq. 3-26 $$t = \frac{\overline{\Delta L}}{u_{\overline{\Delta L}}}$$

Dabei wird t als Testgrösse bezeichnet. Ihr Absolutwert wird mit den tabellierten Werten der t-Verteilung bei einem vorgegebenen Signifikanzniveau a und m Freiheitsgraden verglichen. Es wird ein Signifikanzniveau von 5% gewählt. Die Freiheitsgrade m berechnen sich aus der Anzahl Beobachtungen N minus 1. Wenn der Betrag der Testgrösse t kleiner oder gleich $t(a,m)$ ist, wird die Nullhypothese H_0 angenommen, ansonsten gilt die Alternativhypothese H_A. Dabei bezeichnet $t(a,m)$ den Wert der standardisierten Teststatistik. Sie ist in Anhang A5 tabelliert. Damit auf die Konsultation der Tabelle verzichtet werden kann, wird in den statistischen Auswertungen jeweils der P-Wert (*P-W.*) aufgeführt. Er kann mittels Statistikprogrammen (SPSS, MS-EXCEL) direkt berechnet werden. Der P-Wert dient als Mass der Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese. Ist er kleiner oder gleich 0.05, was einer Eintretenswahrscheinlichkeit der Nullhypothese von 5% entspricht, so wird sie verworfen. Neben dem P-Wert wird zusätzlich die Signifikanz (*Sign*) der Abweichungen mittels vier Klassen angegeben. Nachfolgende Tabelle zeigt die Bedeutung der verwendeten Notationen [105].

Tab. 3-5 Die Signifikanz-Klassen nach der Sternchen-Konvention.

Fall	Interpretation	Notation
P-W.>0.05	nicht signifikant	(n.s)
0.05>= *P-W.*>0.01	schwach signifikant	*
0.01>= *P-W.*>0.001	stark signifikant	**
0.001>= *P-W.*	sehr stark signifikant	***

3.8.6. Identifikation von Ausreissern

Ausreisser sind anormale Werte innerhalb des Wertebereichs. Sie werden mit Hilfe des Chauvenetschen Kriteriums identifiziert und ausgeschieden. Wenn eine der Pegeldifferenzen vom Mittelwert aller Pegeldifferenzen so weit abweicht, dass sie verdächtig aussieht, so wird gemäss [106] folgende Testgrösse ermittelt:

Eq. 3-27 $$t_{verd} = \frac{\Delta L_{verd} - \overline{\Delta L}}{SD_{\overline{\Delta L}}}$$

Die Berechnung von t_{verd} erfolgt typenspezifisch und gibt die Anzahl Standardabweichungen an, um welche die verdächtige Pegeldifferenz von der mittleren Pegeldifferenz abweicht. Aus der Tabelle der t-Verteilung (Anhang A5) wird der Wahrscheinlichkeitswert dafür bestimmt, dass eine legitime Pegeldifferenz vom Mittelwert um t_{verd} abweicht. Durch Multiplikation mit der Anzahl N aller Pegeldiffe-

renzen erhält man die Anzahl derjenigen Werte, die mindestens so schlecht sind wie ΔL_{verd}. Wenn nun jene Zahl kleiner ist als 0.5, so erfüllt der verdächtige Wert das Chauvenetsche Kriterium nicht und wird verworfen:

Eq. 3-28 $$N \cdot P(\text{ausserhalb } t_{verd} \cdot SD_{\overline{\Delta L}}) < 0.5$$

Nachfolgende Abbildungen zeigen die Wirkung des Chauvenetschen Kriteriums am Beispiel des Flugzeugtyps A320. Es werden hauptsächlich Werte ausgeschieden, welche aus Distanzen über 2000 Metern und/oder von startenden Flugzeugen auf der Piste stammen.

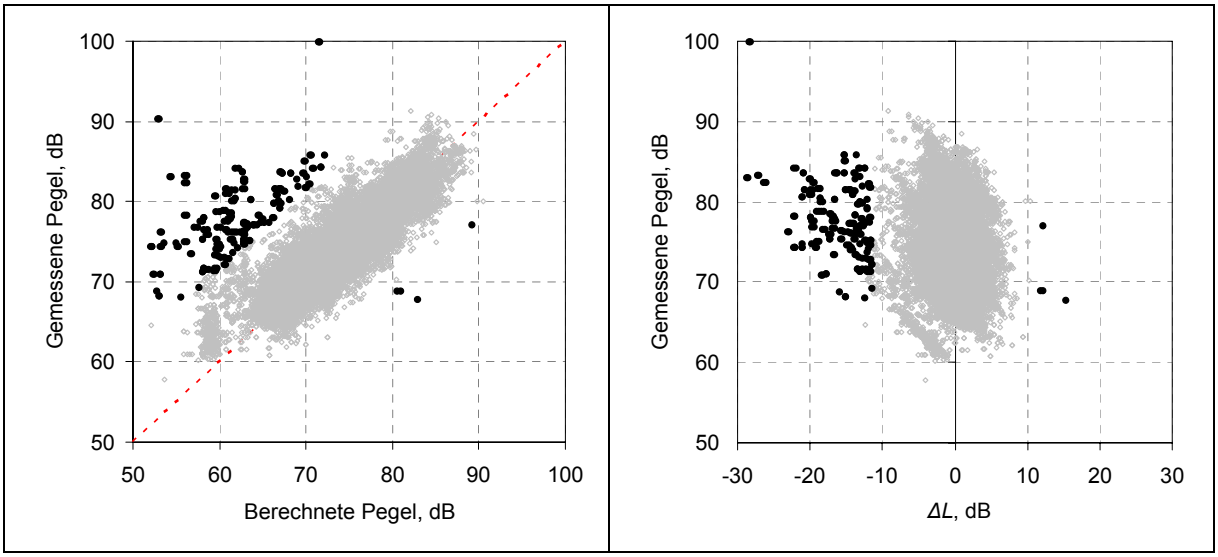


Fig. 3-19 Identifikation und Ausscheiden von Ausreissern nach dem Chauvenetschen Kriterium am Beispiel der A320. Die schwarzen Punkte zeigen die ausgeschiedenen Ereignisse; ΔL im rechten Teilbild bedeutet: berechneter minus gemessener Pegel.

3.9. Grenzwertüberschreitungen unter Berücksichtigung von Unsicherheiten

3.9.1. Grundproblematik

Anhand von berechneten Belastungen wird entschieden, ob Grenzwerte unterschritten, erreicht oder überschritten werden. Für den Entscheid einer Über- oder Unterschreitung wird eine klare ja/nein Antwort erwartet. Ohne Berücksichtigung der Berechnungsunsicherheit kann diese Antwort problemlos gegeben werden.[11] Wird hingegen die Berechnungsunsicherheit einbezogen, so sind grundsätzlich folgende vier Fälle zu unterscheiden (vgl. linke Grafik von Fig. 3-20):

A Der Belastungswert inkl. Unsicherheitsbereich liegt klar unterhalb des Grenzwerts.

B Der Belastungswert liegt unterhalb des Grenzwerts und der Unsicherheitsbereich überschreitet ihn.

C Der Belastungswert liegt oberhalb des Grenzwerts und der Unsicherheitsbereich unterschreitet ihn.

D Der Belastungswert und der Unsicherheitsbereich liegen klar oberhalb des Grenzwerts.

[11] Es stellt sich hier einzig die Frage, wie eine Situation zu beurteilen ist, wenn der ermittelte Belastungswert genau dem Grenzwert entspricht. Das Bundesgericht sagt, dass in einem solchen Fall der Grenzwert als überschritten gilt (BGE 124 II 293 ff).

Die Fälle A und D sind unproblematisch, denn es lässt sich klar entscheiden, ob der Grenzwert eingehalten ist oder nicht. Die Fälle B und C dagegen lassen einen entsprechenden Entscheid nicht zu, denn der Grenzwert liegt innerhalb des Unsicherheitsbereichs. Mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit ist er sowohl unterschritten als auch überschritten. In solchen Fällen ist nicht ganz klar, wie die Belastungssituation zu beurteilen ist, was in Fig. 3-20 mit einem orangen Dreieck („Warntafel“) signalisiert wird.

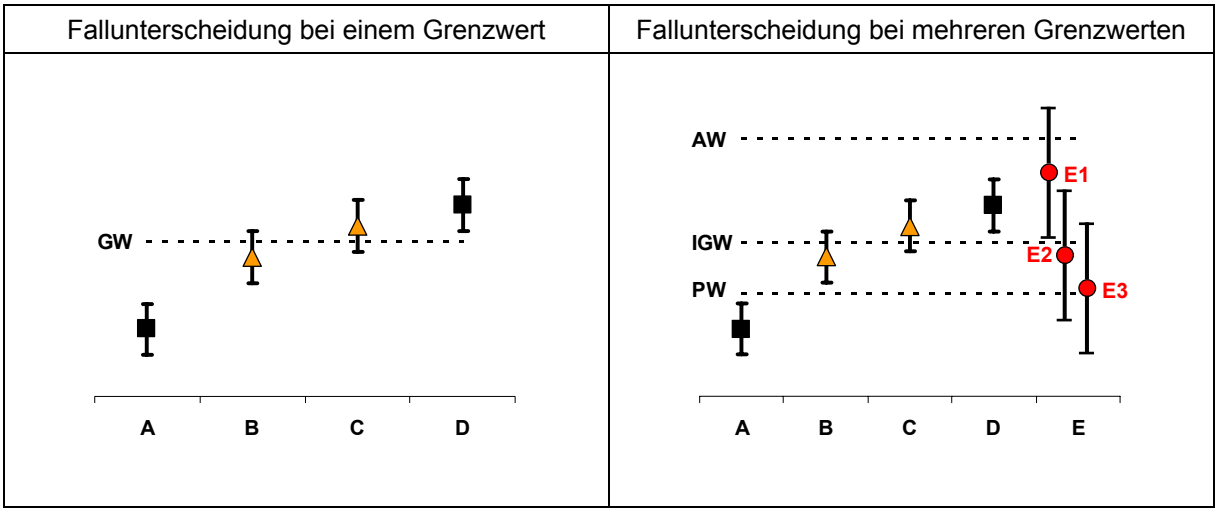


Fig. 3-20 Fallunterscheidungen beim Vergleich von rechnerisch oder messtechnisch ermittelten Werten mit Grenzwerten. Die Vierecke, Dreiecke und Kreise entsprechen den berechneten resp. gemessenen Werten, die Fehlerbalken zeigen den Unsicherheitsbereich.

Meist ist nicht nur ein Grenzwert, sondern gleichzeitig sind mehrere Grenzwerte zu beachten. Wie den Erläuterungen von Anhang A1 entnommen werden kann, kennt die schweizerische Gesetzgebung drei unterschiedliche Schwellenwerte: Planungswert PW, Immissionsgrenzwert IGW und Alarmwert AW. Je nachdem, welcher dieser Werte überschritten ist, hat dies (teilweise) unterschiedliche Konsequenzen für den Lärmverursacher, für den Landbesitzer oder für den Gebäudeeigentümer.

Da sich Planungs-, Immissionsgrenz- und Alarmwerte in ihrer Höhe unterscheiden, sind in Ergänzung zu den oben skizzierten vier Fällen zusätzlich folgende drei Fälle denkbar (vgl. Grafik rechts von Fig. 3-20):

E1&E2 Der Belastungswert liegt zwischen zwei Grenzwerten, wobei der Unsicherheitsbereich den unteren Grenzwert unterschreitet und den oberen überschreitet.

E3 Der Belastungswert liegt unterhalb sämtlicher Grenzwerte, der Unsicherheitsbereich überschreitet jedoch zwei darüber liegende Grenzwerte.

Grundsätzlich unterscheiden sich diese neuen Fälle nicht von B und C, denn auch dort kann nicht eindeutig gesagt werden, ob ein Grenzwert unter- oder überschritten ist. Bei E1, E2 und E3 kommt jedoch erschwerend hinzu, dass nicht klar ist, um welchen Grenzwert es sich eigentlich handelt. Im Falle von E1 ist mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit der Alarmwert überschritten oder aber der Immissionsgrenzwert unterschritten. Bei E2 und E3 sind gleichzeitig eine Überschreitung des Immissionsgrenzwerts und eine Unterschreitung des Planungswerts wahrscheinlich.

Die Behörden stehen nun vor dem Problem zu entscheiden, ob im Fall E1 die Anlage saniert werden muss oder nicht und ob in den Fällen E2 und E3 eingezont und gebaut werden darf oder nicht. Unter den gegebenen Umständen ist jeder Entscheid möglich, resp. aus wissenschaftlichen Überlegungen lässt sich kein eindeutiger Entscheid fällen. Berechnungen oder Messungen, die einen derart grossen Entscheidungsspielraum aufweisen, sind im Grunde genommen nicht viel wert. Deshalb werden als Arbeitshypothese nachfolgend die Fälle E1, E2 und E3 ausgeschlossen, was in Fig. 3-20 mit einem roten Punkt („Verbotstafel“) angedeutet wird.

3.9.2. Lösungsvarianten

Bezüglich der Frage, wie bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen die Berechnungs- oder Messunsicherheiten geeignet zu berücksichtigen sind, kann weder Mathematik noch Wissenschaft Antworten liefern. Es obliegt den richterlichen Instanzen, eine einheitliche und allgemein akzeptierte Regelung zu finden. Grundsätzlich bieten sich folgende drei Möglichkeiten an:

1) Die Unsicherheit wird nicht berücksichtigt, und es gilt der berechnete (oder gemessene) Wert.
2) Liegt der Grenzwert innerhalb des Unsicherheitsbereichs, so gilt er als überschritten.
3) Liegt der Grenzwert innerhalb des Unsicherheitsbereichs, so gilt er als unterschritten.

Üblicherweise werden zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen die berechneten Belastungswerte ohne Unsicherheitsbereiche verwendet (Vorgehensvorschlag 1). Dies funktioniert jedoch nur dann, wenn immer dasselbe Berechnungsverfahren zur Anwendung kommt. Berechnungsverfahren können aber bei demselben Flugbetriebsszenario unterschiedliche Pegelwerte liefern. Dabei ist nicht ausgeschlossen, dass das eine Verfahren einen Belastungswert über dem Grenzwert, das andere aber einen entsprechenden Wert darunter ausgibt. Je nach Gutdünken und Erwartungshaltung gegenüber dem Resultat wird man das eine oder andere Verfahren wählen.

Bei Entschädigungsfragen beispielsweise wird der Lärmverursacher dasjenige Verfahren mit den tieferen Pegelwerten favorisieren, der Lärmbetroffene eher dasjenige mit den höheren Pegelwerten. Ein Bauherr wird ebenfalls auf die Anwendung des für sein Vorhaben günstigen Verfahrens mit den tieferen Pegelwerten pochen. Vorgehensvorschlag 1 ist deshalb überall dort, wo unterschiedliche Berechnungsverfahren angewendet werden, zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen wenig praktikabel und sollte verworfen werden.

Oft werden bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen Sicherheitsmarchen eingebaut oder Vorhaltemasse benutzt. Übertragen auf die Akustik sind darunter Pegelwerte unbestimmter Höhe zu verstehen, die zum berechneten Wert geschlagen werden. Als Vorhaltemass bietet sich die Standardunsicherheit oder ein Mehrfaches davon an. Damit ist das Konzept des Vorhaltemasses gleichbedeutend mit dem Vorgehensvorschlag 2. Hier wirkt sich die Unsicherheit im Prinzip gegen denjenigen Partner aus, der den Nachweis für die Einhaltung der Grenzwerte erbringen muss.[12]

Gemäss Vorgehensvorschlag 2 trägt in der Regel der Lärmverursacher die Folgen allfälliger Unsicherheiten in der Ermittlung der Belastung, was als konform mit dem Verursacherprinzip gemäss Umweltschutzgesetz [110] ausgelegt werden könnte. Der Lärmverursacher wird zudem ein Interesse daran haben, die Unsicherheiten so niedrig wie möglich zu halten, was die wissenschaftliche Forschung in diesem Bereich fördert und sich positiv auf die Qualität von Berechnungen oder Messungen auswirkt.

Indem bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen die Unsicherheit zum berechneten Wert geschlagen wird, wird aber auch ein Beitrag zum Vorsorgeprinzip geleistet. Denn die Unsicherheit sagt ja aus, dass einerseits der um sie erhöhte Belastungswert mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit eintreten kann. Andererseits kann er je nach gewähltem Vertrauensniveau auch darüber liegen. Bei der einfachen Standardunsicherheit mit einem Vertrauensniveau von 68% beträgt die Wahrscheinlichkeit, dass dieser Fall eintritt, immerhin 16%. Bei der um einen Faktor zwei erweiterten Standardunsicherheit mit einem Vertrauensniveau von 95% sind es dagegen nur noch 2.5%.

Wenn Vorgehensvorschlag 2 sowohl dem Vorsorge- als auch dem Verursacherprinzip genügt, so muss folglich Vorgehensvorschlag 3 diesen beiden Grundprinzipien widersprechen. Dieser sollte deshalb ebenfalls verworfen werden. Es wird deshalb vorgeschlagen, Vorgehensvorschlag 2 anzuwenden, wo der Grenzwert als überschritten gilt, wenn er innerhalb des Unsicherheitsbereichs liegt.

3.9.3. Mögliche Umsetzung des Lösungsvorschlags

Bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen wird die Unsicherheit zum berechneten Wert addiert. Erst dieser „erhöhte“ Wert wird dann mit den massgeblichen Grenzwerten verglichen. Um den Fall E von Kapitel 3.9.1 ausschliessen zu können, wird jedoch eine maximal zulässige Unsicherheit

[12] Gemäss LSV Art. 36 Abs. 1 werden die Vollzugsbehörden den Anlagebetreiber dazu verpflichten, die Aussenlärmimmissionen zu ermitteln, wenn sie Grund zur Annahme haben, dass massgebende Belastungsgrenzwerte überschritten sind oder ihre Überschreitung zu erwarten ist.

vorgegeben. Sie wird mit U_{grenz} bezeichnet und definiert sich über den halben Abstand zweier benachbarter Grenzwerte. Wie aus Tab. 3-6 ersichtlich, betragen die Differenzen in den Grenzwerten je nach Empfindlichkeitsstufe und Schwellenwerte zwischen 2 und 10 dB.[13] Entsprechend würde U_{grenz} zwischen 1 und 5 dB schwanken.

Tab. 3-6 Pegeldifferenzen zweier benachbarter Grenzwerte.

ΔLr_t benachbarter Belastungsgrenzwerte für die Zeit von 06 bis 22 Uhr

ES	*PW⇔IGW*	*IGW⇔AW*
I	*2 dB*	*5 dB*
II	**3 dB**	**5 dB**
III	**5 dB**	**5 dB**
IV	**5 dB**	**5 dB**

ΔLr_n benachbarter Belastungsgrenzwerte für die Zeit von 22 bis 23 Uhr

ES	*PW⇔IGW*	*IGW⇔AW*
I	*2 dB*	*10 dB*
II	**5 dB**	**10 dB**
III	**5 dB**	**10 dB**
IV	**5 dB**	**10 dB**

ΔLr_n benachbarter Belastungsgrenzwerte für die Zeit von 23 bis 06 Uhr

ES	*PW⇔IGW*	*IGW⇔AW*
I	*2 dB*	*10 dB*
II	**3 dB**	**10 dB**
III	**5 dB**	**10 dB**
IV	**5 dB**	**10 dB**

Aus Gründen der Praktikabilität soll für jeden zu beurteilenden Zeitabschnitt eine einheitliche Grenzunsicherheit gelten (unabhängig von Empfindlichkeitsstufen und Schwellenwerten), indem pro Zeitabschnitt das Minimum in den Abständen zweier benachbarter Grenzwerte bestimmt und durch 2 geteilt wird. Die Empfindlichkeitsstufe I bleibt dabei unberücksichtigt, da sich in den durch Fluglärm vorbelasteten Gebieten keine Zonen der ES I befinden und auch nicht zu erwarten ist, dass solche entstehen. Es ergeben sich gemäss Tab. 3-7 Grenzunsicherheiten von 1.5 dB und 2.5 dB.

Tab. 3-7 Vorschlag für Grenzunsicherheiten.

Zeitabschnitt:	U_{grenz}
06 bis 22 Uhr	1.5 dB
22 bis 23 Uhr	2.5 dB
23 bis 06 Uhr	1.5 dB

Als Mindestanforderung müssen die Berechnungsverfahren somit die Grenzunsicherheiten gemäss obiger Tabelle bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen einhalten. Es kommt folgende Vorschrift zur Anwendung:

Eq. 3-29 $U_{calc} < U_{grenz}$ mit: $U_{calc} = k_p \cdot u_{calc}$

Die Bedeutung des Erweiterungsfaktors k_p wurde in Kapitel 3.8.2 erläutert. Seine Festlegung sollte aufgrund technischer Überlegungen aber auch aus dem Blickwinkel der behördlichen und gerichtlichen Praxis erfolgen (vgl. Kapitel 3.9.4).

3.9.4. Voraussetzungen und Konsequenzen

Die Höhe des Erweiterungsfaktors hängt stark von den Genauigkeitsanforderungen ab, die man an Berechnungsverfahren stellt. Bei einer gegebenen Grenzunsicherheit und einem Erweiterungsfaktor von 1 darf die Berechnungs- resp. Modellunsicherheit doppelt so gross sein wie bei einem Faktor von 2. Umgekehrt kann beim Erweiterungsfaktor von 2 angenommen werden, dass in rund 95% der Fälle die angestrebte Grenzunsicherheit eingehalten wird. Beim Erweiterungsfaktor von 1 beträgt die Wahrscheinlichkeit des Einhaltens dagegen nur 68%.[14]

Mit dem Erweiterungsfaktor wird eigentlich festgelegt, auf welchem Konfidenzniveau eine Berechnung die Grenzunsicherheiten einhalten muss. Dieser Entscheid kann nicht durch den Akustiker, sondern er muss im Kontext der richterlichen aber auch behördlichen Praxis gefällt werden. Bei der Festlegung des Konfidenzniveaus spielen aber auch technische Belange eine Rolle, denn die Grenzunsicherheiten sollten auf dem vorgegeben Konfidenzniveau von den verwendeten Berechnungsverfahren auch eingehalten werden können.

[13] Die zugehörigen Grenzwertschemata sind in Anhang A1 zu finden.

[14] Die Prozentangaben beziehen sich auf die Werte in Tab. 3-3, wo die Erweiterungsfaktoren mit den zugehörigen Konfidenzniveaus angegeben sind.

Bevor Erweiterungsfaktor und Grenzunsicherheiten festgelegt werden, muss deshalb geprüft werden, ob die Berechnungsverfahren überhaupt in der Lage sind, die geforderten Werte einzuhalten. Dazu wird die Berechnungsunsicherheit resp. Modellunsicherheit u_{calc} benötigt, welche im nachfolgenden Hauptkapitel 4 bestimmt wird. Dabei ist nicht auszuschliessen, dass verschiedene Berechnungsverfahren sehr ähnliche Modellunsicherheiten aufweisen, jedoch unterschiedliche Mittelungspegel liefern. Wenn mehrere Verfahren zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen eingesetzt werden, muss deshalb sichergestellt werden, dass die auftretenden Differenzen in den Mittelungspegeln nicht systematisch sind. Dies lässt sich nur mittels (unabhängiger) Referenzwerte entscheiden.

Den Vergleich eines berechneten Werts mit einem Referenzwert, um den Nachweis zu erbringen, dass keine systematischen Effekte vorliegen, nennt man Validierung. In einer Validierung wird geprüft, ob ein Berechnungsverfahren für die vorgesehene Anwendung taugt. Vorliegend wird davon ausgegangen, dass Berechnungsverfahren primär zur Ermittlung der Jahresmittelungspegel eingesetzt werden. Dabei dürfen diese gegenüber einem Referenzpegel nicht systematisch abweichen. Gemäss Eq. 3-29 bedeutet dies, dass die Berechnungsunsicherheit u_{calc} kleiner sein muss als U_{grenz}.

Als Referenzwert für die Validierung lassen sich akustische Messungen verwenden. Dabei muss jedoch beachtet werden, dass Messungen ebenfalls mit Unsicherheiten behaftet sind. Jene werden in Kapitel 5 ermittelt. Unter Einbezug der Mess- und Modellunsicherheit lässt sich unter Anwendung der in Kapitel 3.8 beschriebenen statistischen Werkzeuge entscheiden, ob die Abweichungen zwischen Berechnung und Messung signifikant sind oder nicht. Trifft dies zu, so sollte das Verfahren nicht zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen angewendet oder die Berechnungen müssen geeignet korrigiert werden.

Treten jedoch keine signifikanten Abweichungen auf und ist gleichzeitig u_{calc} kleiner U_{grenz}, so kann das Verfahren für den vorgesehenen Zweck eingesetzt werden. Es sollte jedoch angegeben werden, bei welchem Erweiterungsfaktor resp. bei welchem Konfidenzniveau die Grenzunsicherheiten gerade noch eingehalten werden. Ist dagegen u_{calc} grösser oder gleich U_{grenz}, so ist anzugeben, unter welchen Umständen u_{calc} die Bedingung von Eq. 3-29 erfüllt. Zudem sollte das Berechnungsresultat nur unter Vorbehalten zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen benutzt werden, sofern nicht eindeutig gesagt werden kann, dass Überschreitung resp. Unterschreitung vorliegt (Fälle A und D von Fig. 3-20).

4. Modellunsicherheit

4.1. Überblick

Die Unsicherheit von Fluglärmberechnungen wird hauptsächlich durch folgende vier Faktoren bestimmt (vgl. Kapitel 3.4.11, 3.5.8 und 3.6.10):

- Unsicherheiten in der Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle.
- Unsicherheiten in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge.
- Unsicherheiten in den Flugbahnen.
- Unsicherheiten in der Beschreibung des Flugbetriebs.

Nachfolgend werden diese vier Unsicherheitskomponenten untersucht und diskutiert. Zuerst wird im nachfolgenden Kapitel 4.2 das Konzept zur Bestimmung der Modellunsicherheit gegeben. Es wird erklärt, wie sich unter Anwendung des Gauss'schen Fehlerfortpflanzungsgesetzes die Unsicherheit von Gesamtbelastungen berechnen lässt. Voraussetzung dafür ist die Verfügbarkeit von typenspezifischen Unsicherheitskomponenten, welche sich auf den Ereignispegel beziehen.

Es wird angenommen, dass bei der Bestimmung der Unsicherheit von Ereignispegeln derselbe Ansatz gewählt werden kann wie bei der Bestimmung der Unsicherheit von Maximalpegeln. Vereinfacht wird zwischen folgenden zwei Haupteinflussgrössen unterschieden: Die Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle und die Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge. Diese zwei Komponenten bilden die eigentliche Modellunsicherheit. Ihre Quantifizierung erfolgt grösstenteils analytisch. Vereinzelt werden geeignete Messungen zur Quantifizierung der Unsicherheitskomponenten verwendet.

Kapitel 4.3 diskutiert die Unsicherheitskomponenten in der Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle. Es wird unterschieden in die Unsicherheit im Quellenwert eines akustischen Referenztyps, in die Unsicherheit wegen Typenzuordnung und in die Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung. Daneben werden weitere Faktoren geprüft und quantifiziert, welche den Ereignispegel beeinflussen, jedoch im vereinfachten Ansatz zur Ermittlung der Modellunsicherheit fehlen. Es handelt sich dabei um die Richtwirkung, die Schallausbreitungszeit, die Geschwindigkeit und die Konfigurationsänderungen beim Flugzeug.

Im Kapitel 4.4 werden die Komponenten der Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge diskutiert. Es sind dies: die Unsicherheit in der geometrischen Dämpfung, die Unsicherheit in der atmosphärischen Dämpfung und die Unsicherheit in der Zusatzdämpfung. Einen wesentlichen Einfluss auf deren Quantifizierung haben die Unsicherheiten in der Distanz- und Höhenbestimmung, welche zu Beginn von Kapitel 4.4 abgeschätzt werden.

Aufbauend auf den beiden Hauptkomponenten der Modellunsicherheit wird in Kapitel 4.5 ein Modell präsentiert, mit welchem sich pro Flugzeugtyp die Unsicherheit des Ereignispegels in Abhängigkeit der Distanz bestimmen lässt. Das Modell wird benutzt, um die Unsicherheit von realen Gesamtbelastungen zu berechnen. Kapitel 4.6 zeigt diese in kartografischer Form exemplarisch für vier verschiedene Belastungszustände in Zürich und Genf. In Ergänzung dazu werden punktgenaue Unsicherheitsberechnungen für je fünf Monitoringstandorte in Zürich und Genf gemacht.

Ausgehend von der Unsicherheit realer Belastungszustände wird die Unsicherheit von Prognosen abgeschätzt (Kapitel 4.7). Es wird untersucht, wie genau die Flugbahnstreuung neuer oder geänderter An- und Abflugrouten modelliert und eine zukünftige Flotte beschrieben werden kann. Zudem wird gezeigt, wie sich allfällige Unsicherheiten in der Leistungssetzung und in den Bewegungszahlen auf den Mittelungspegel auswirken.

Die bei der Quantifizierung der Unsicherheiten von realen und prognostizierten Belastungszuständen benutzte Modellunsicherheit basiert auf einer begründeten Auswahl von unterschiedlichen Komponenten. Es gibt jedoch zusätzliche Grössen, die das Berechnungsresultat beeinflussen. Anhand von Simulationsrechnungen wird untersucht, wie sich Variationen in den Eingabedaten und im Berechnungsgitter auf die Gesamtbelastung auswirken. Es werden Simulationen mit und ohne Topographie, Simulationen mit unterschiedlichen Flugbahngeometrien (Radardaten, Flugbahnen aus Spuren und Profilen) sowie Simulationen mit unterschiedlichen Maschengitterweiten gemacht und miteinander verglichen. Die entsprechenden Resultate werden in Kapitel 4.8 gezeigt und diskutiert. Kapitel 4.9 fasst die Erkenntnisse bezüglich der Modellunsicherheit zusammen.

4.2. Konzept zur Bestimmung der Modellunsicherheit

4.2.1. Untersuchungsgegenstand

Gesucht ist die Unsicherheit des Mittelungspegels L_{Aeq}. Er berechnet sich gemäss Eq. 3-2 aus der energetischen Summe von Einzelereignispegeln L_{AE}. Wendet man auf Eq. 3-2 das Fehlerfortpflanzungsgesetz an, so gilt:

Eq. 4-1 $$u_{L_{Aeq}}^2 = \sum_{i=1}^{n} (c_i \cdot u_i)^2 + 2 \cdot \sum_{k=1}^{n} \sum_{m>k}^{n} c_k \cdot c_m \cdot u_{km} \qquad \text{wobei:} \quad c_i = \frac{\partial L_{Aeq}}{\partial L_{AE,i}} = \frac{10^{0.1 \cdot L_{AE,i}}}{\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AE,i}}}$$

c_i sind die Sensitivitätskoeffizienten, u_i die Unsicherheiten und u_{km} die Kovarianzen der einzelnen Ereignispegel. Man kann davon ausgehen, dass die Energiebeiträge resp. die Ereignispegel der einzelnen Flugzeuge inkohärent und unkorreliert sind. In diesem Fall können die Kovarianzen weggelassen werden und Eq. 4-1 geht über in:

Eq. 4-2 $$u_{L_{Aeq}}^2 = \frac{\sum_i \left(u_i \cdot 10^{0.1 \cdot L_{AE,i}}\right)^2}{\left(\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AE,i}}\right)^2}$$

Zur Ermittlung der Unsicherheit des Mittelungspegels müssen somit die Unsicherheiten sämtlicher Ereignispegel bekannt sein. Da sich ein Ereignispegel aus der energetischen Summe von Momentanpegeln berechnet (vgl. Kapitel 3.3.3 resp. Anhang A2.3), lässt sich seine Unsicherheit theoretisch auch aus den Unsicherheiten der einzelnen Momentanpegel nach dem oben gezeigten Ansatz bestimmen. Da sich die Momentanpegel in ihrer zeitlichen Abfolge auf unbekannte Art und Weise gegenseitig beeinflussen, dürfen die Kovarianzen nicht mehr vernachlässigt werden. Diese sind sowohl analytisch als auch empirisch nicht bestimmbar, deshalb wird zur Abschätzung der Unsicherheit von Ereignispegeln ein vereinfachter Ansatz gewählt.

4.2.2. Vereinfachter Ansatz zur Bestimmung der Modellunsicherheit

Gemäss Kapitel 3.4 werden zur rechnerischen Behandlung von Schallausbreitungsvorgängen ein Schallleistungspegel, Korrekturen für Richtwirkung und Leistungssetzung und eine Summe von Dämpfungstermen benötigt. Geht man nun von einer idealen Punktquelle aus, die in sämtliche Richtungen gleichmässig abstrahlt und die Energie in einem einzigen Frequenzband vereinigt, so lässt sich Eq. 3-4 erheblich vereinfachen, und der A-bewertete Schalldruckpegel berechnet sich für beliebige Distanzen r und Höhenwinkel β wie folgt:

Eq. 4-3 $$L_{pA}(r,\beta) = L_{wA} - A_{att,A}(r,\beta)$$

L_{wA} ist der A-bewertete Schallleistungspegel der Quelle und $A_{att,A}(r,\beta)$ die Summe aller Dämpfungsterme auf dem Ausbreitungsweg des Schalls. Ihre Unsicherheiten werden mit u_{ac} resp. u_{att} bezeichnet (ac: *aircraft*; att: *attenuation*). Wendet man das Gauss'sche Fehlerfortpflanzungsgesetz an und geht davon aus, dass L_{wA} und $A_{att,A}$ unkorreliert sind, so lässt sich die Unsicherheit des Schalldruckpegels aus den Fehlervarianzen der beiden Komponenten wie folgt berechnen:

Eq. 4-4 $$u_L^2(r,\beta) = u_{ac}^2 + u_{att}^2(r,\beta)$$

Nachfolgend wird unter u_{ac} die Unsicherheit in der Modellierung des Flugzeugs als akustische Quelle und unter u_{att} die Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge verstanden. Eq. 4-4 gilt für den Maximalpegel. Wie Matschat und Müller [69] gezeigt haben, lässt sich dieser mittels der t_{10}-Zeit in einen Ereignispegel umrechnen (vgl. ΔL in Anhang A19.4), so dass die Unsicherheit des Ereignispegels durch diejenige des Maximalpegels angenähert werden kann. Somit gilt Eq. 4-4 auch für den L_{AE}. Da aber die t_{10}-Zeit selbst eine Funktion der kürzesten Distanz, der Geschwindigkeit und der spektralen Eigenschaften des Flugzeugs ist (siehe [69]), sind diese Grössen bezüglich ihres Einflusses auf die Unsicherheit des L_{AE} zu untersuchen und wenn nötig zu berücksichtigen.

4.3. Unsicherheit in der Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle

4.3.1. Vorbemerkung und Übersicht

Wie in Kapitel 3.4 gezeigt, lässt sich das Flugzeug als Schallquelle mittels Schallleistungspegel und zweier Korrekturen für Richtwirkung und Leistungssetzung beschreiben. Folglich müsste sich die Modellunsicherheit eines jeden Flugzeugtyps anhand der Unsicherheiten dieser drei Komponenten bestimmen lassen. Wegen der gegenseitigen Abhängigkeiten ist es jedoch nicht möglich, die entsprechenden Teilunsicherheiten zu bestimmen.

Es wird deshalb für jeden akustischen Referenztyp getrennt nach Start und Landung eine globale Unsicherheit angegeben. Sie wird als Unsicherheit des Quellenwerts u_{sour} (sour: *source*) bezeichnet und ergibt sich aus den in [63] publizierten empirischen Standardabweichungen. Diese geben an, wie stark die gemessenen A-bewerteten Pegel um den in der Ausgleichsrechnung ermittelten und durch die H_{ik}-Koeffizienten beschriebenen Pegel streuen.[15] Sie sind ein Mass für die Güte der Ausgleichsrechnung, die aus gemessenen Werten die Koeffizienten der Richtcharakteristiken schätzt.

Bei der Berechnung von Flugbetriebsszenarien repräsentieren die akustischen Referenzflugzeuge in der Regel jeweils eine ganze Typengruppe, die entweder verschiedene Flugzeuge oder dasselbe Flugzeug mit unterschiedlicher Motorisierung enthält. Die Gruppierung erfolgt anhand verschiedener Kriterien. So wird beispielsweise angenommen, dass Flugzeuge mit ähnlichen oder identischen Triebwerken und vergleichbarer Rumpfgrösse sowie Flügelspannweiten bezüglich ihrer akustischen Eigenschaften nur geringe Unterschiede aufweisen.

Anhand normierter gemessener Einzelereignispegel werden diese Annahmen überprüft und eine Unsicherheit der Typenzuordnung bestimmt. Diese wird für Typengruppen, die unterschiedliche Flugzeuge enthalten, mit u_{as} bezeichnet (as: *assigned*). Bei Typengruppen desselben Baumusters jedoch mit unterschiedlicher Motorisierung wird eine Unsicherheit u_{eng} eingeführt (eng: *engine*).

Da bei der Bestimmung der Unsicherheit der Quellenwerte und der Typenzuordnungen direkt auf gemessene Ereignispegel abgestellt wird, ist darin auch eine gewisse Unsicherheit aufgrund von Richtwirkungs- und Konfigurationsänderungen enthalten, denn der Ereignispegel ergibt sich aus einer Summe von Momentanpegeln, die unterschiedliche Abstrahlwinkel und Konfigurationsstufen repräsentieren. Die Modellunsicherheit eines jeden Flugzeugtyps wird durch folgenden Ansatz beschrieben:

Eq. 4-5 $$u_{ac}^2 = u_{sour}^2 + u_{as}^2 \qquad \text{resp.} \qquad u_{ac}^2 = u_{sour}^2 + u_{eng}^2$$

Eq. 4-5 bezieht sich direkt auf den Ereignispegel. Die einzelnen Komponenten sind empirisch aus Messdaten hergeleitet. Es wird davon ausgegangen, dass dadurch die Unsicherheit des Flugzeugs als Quelle im Modell hinreichend beschrieben werden kann. Ob dies zutrifft, wird anhand weiterer Einflussgrössen untersucht. Dazu gehören Richtwirkung, Schalllaufzeit, Geschwindigkeit und Konfiguration (Schub, Stellung der Auftriebshilfen und des Fahrwerks). Diese beeinflussen auf unterschiedliche Art und Weise den Ereignispegel.

Mittels Simulationen sowie analytischer Überlegungen wird geprüft, in welcher Grössenordnung ihr Einfluss auf den Ereignispegel ist. Je nach Resultat müssen die entsprechenden Einflussgrössen geeignet berücksichtigt, oder sie können vernachlässigt werden. Als Basis für einen entsprechenden Entscheid dienen die mittels Eq. 4-5 quantifizierten Unsicherheiten. Deshalb müssen zuerst diese bestimmt werden. Anschliessend wird die Bedeutung der Richtwirkung, der Schalllaufzeit, der Geschwindigkeit und der Konfiguration auf den Ereignispegel untersucht.

4.3.2. Unsicherheit im Quellenwert eines akustischen Referenztyps

Die in der Simulation verwendeten Quellendaten stammen aus Messungen im realen Verkehr. Sie sind in Anhang A8 tabelliert. Es wird unterschieden nach 52 Flugzeugtypen beim Start und 43 bei der Landung. Es handelt sich um akustische Referenzflugzeuge. Bei der Erstellung der Quellendaten wurde darauf geachtet, dass als Referenzflugzeug nur Typen desselben Baumusters und identischer

[15] Die H_{ik}-Koeffizienten werden in Kapitel 3.4.10 eingeführt, in [63] wird ihre Bedeutung im Detail beschrieben und in Anhang A10 sind einige Beispiele gegeben.

Motorisierung verwendet wurden. In Einzelfällen war dies nicht möglich, da die Anzahl der gemessenen Flugzeuge mit identischen Triebwerken zu gering war. Dann wurden Flugzeuge desselben Typs mit verschiedenen Triebwerken benutzt. In der Tabelle von Anhang A6 sind die Referenzflugzeuge, ihre genaue Bezeichnung und die Motorisierung (Triebwerktyp, Antriebsart und Montageort der Triebwerke) angegeben.

Die Eckwerte der FLULA2-Quellendaten, welche in Anhang A8 gegeben sind, beziehen sich auf einen geradlinigen Vorbeiflug mit einer konstanten Geschwindigkeit von 160 Knoten in einer Höhe von 1000 Fuss. Die angegebenen Standardunsicherheiten *SD* entsprechen der Streuung gemessener und berechneter Einzelereignispegel. Die gemessenen Pegel stammen aus der Quellenvermessung, welche zur Bestimmung der H_{ik}-Koeffizienten verwendet wurden.[16] Die berechneten Pegel ergeben sich unter Verwendung dieser H_{ik}-Koeffizienten. Dabei werden pro Flugzeugtyp die in der Ausgleichsrechnung zur Erzeugung der H_{ik}-Koeffizienten verwendeten Flüge durchgerechnet, aus dem simulierten zeitlichen Pegelverlauf ein Ereignispegel berechnet und mit dem aus den zugehörigen Messwerten ermittelten Ereignispegel verglichen. Die Streuung der Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Ereignispegeln entspricht dem *SD* in Anhang A8. In der vorliegenden Arbeit wird dieser zur Beschreibung der Quellenunsicherheit u_{sour} (sour: *source*) verwendet. Da es sich um empirische Standardabweichungen handelt, reduziert sich die Unsicherheit des Mittelwerts entsprechend der Anzahl der zur Verfügung stehenden Messereignisse. Somit gilt für die Quellenunsicherheit:

Eq. 4-6 $$u_{sour} = \frac{SD}{\sqrt{N}}$$

Die Werte für *SD* und *N* sind getrennt für Starts und Landungen in Anhang A8 aufgeführt. Die sich daraus ergebenden Standardunsicherheiten u_{sour} sind in Anhang A16 für jeden akustischen Referenztyp tabelliert. Sie betragen im Mittel 1.0 dB, unabhängig davon, ob es sich um Starts oder Landungen handelt. Der grösste Wert liegt bei 2.9 dB, der kleinste bei 0.3 dB.

Wie oben beschrieben, ergeben sich die Quellenunsicherheiten aus dem Vergleich mit Messungen. Messungen weisen ebenfalls Unsicherheiten auf, welche bei der Bestimmung von u_{sour} zu berücksichtigen sind. Wie in Kapitel 5 noch gezeigt wird, kann im vorliegenden Fall der begleiteten Quellenvermessung von einer Messunsicherheit in der Grössenordnung von 0.5 dB ausgegangen werden. Dadurch werden die Quellenunsicherheiten gemäss Eq. 4-6 je nach Höhe von u_{sour} um 0.1 bis 0.3 dB erhöht, was in den Tabellen in Anhang A8 jedoch nicht berücksichtigt ist.

4.3.3. Unsicherheit wegen Typenzuordnung und wegen unterschiedlicher Motorisierung

Anhang A7 zeigt die Zuordnungen einzelner Flugzeugmuster zu Typengruppen, getrennt nach Starts und Landungen. Je nach Referenzflugzeug ergeben sich zwischen einer und sechzehn Zuordnungen. Gemäss Konzept sollte das Referenzflugzeug die akustischen Eigenschaften der zugeordneten Typen abbilden. Wie gut dies gelingt, wird anhand von Messungen überprüft.

Es werden Einzelereignispegel von Monitoringmessungen auf eine vorgegebene Distanz normiert. Die A-bewertete Luftdämpfung wird unter Anwendung von Eq. 3-12 berücksichtigt. Die zugehörigen Parameter sind in Anhang A12.3 tabelliert. Zur Normierung wird die kürzeste Vorbeiflugdistanz benutzt. Die Distanzangaben stammen vom Radar. Die normierten Pegelwerte werden pro Typ energetisch gemittelt. Die Mittelwerte werden anschliessend mit dem entsprechenden Wert des akustischen Referenzflugzeugs verglichen, indem die Differenz zwischen Referenztyp und zugeordnetem Typ gebildet wird. Die Standardabweichung der Differenzen wird als erste Schätzung für die Unsicherheit aufgrund der Typenzuordnung angesehen.

Als zweite Schätzung werden die Differenzen zwischen berechneten und gemessen Einzelereignispegeln verwendet. Grundsätzlich wird gleich verfahren wie bei den normierten Monitoringmessungen, d.h. es wird zuerst ebenfalls ein Mittelwert pro Typ und anschliessend die Differenz zum Referenzflugzeug gebildet. Die Standardabweichung der Differenzen ergibt dann den zweiten Schätzwert für die gesuchte Unsicherheit. Der Mittelwert beider Schätzungen wird als Unsicherheit u_{as} verwendet. An-

[16] Die H_{ik}-Koeffizienten wurden in Kapitel 3.4.10 eingeführt, in [63] wird ihre Bedeutung im Detail beschrieben und in Anhang A10 sind einige Beispiele gegeben.

hang A15.1 listet die entsprechenden Werte getrennt nach Start und Landung auf. Im darauf folgenden Anhang A15.2 ist ein Berechnungsbeispiel gegeben, welches das Vorgehen bei der Ermittlung von u_{as} zeigt.

Viele der zugeordneten Typen treten nur sehr selten auf, was in den Tabellen von Anhang A7 mit Hilfe eines Wichtungsfaktors in Klammern angegeben ist. Er gibt die Auftretenshäufigkeit des entsprechenden Flugzeugtyps in den Jahren 2001 bis 2003 in Zürich und Genf an. Diese wird berücksichtigt, indem die Differenzen zuerst mit den in Klammern stehenden Werten gewichtet werden; dann erst werden die Standardabweichungen bestimmt. Die resultierenden Werte inkl. Rechenbeispiel sind ebenfalls in den Anhängen A15.1 und A15.2 gegeben. Die gewichteten resp. die an die Flotte in Genf und Zürich angepassten Unsicherheitswerte werden zwecks Unterscheidung von den ungewichteten Werten nachfolgend mit dem Symbol ˇ versehen.

Zwölf Referenztypen kennen keine akustischen Zuordnungen. Somit lassen sich für diese Flugzeugtypen auch keine Unsicherheitskomponenten u_{as} bestimmen. Da aber in einer FLULA-Berechnung resp. im FLULA-Quellendatensatz nicht nach Triebwerken unterschieden wird, ergibt sich bei diesen zwölf Referenztypen eine Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung. Bei der Schätzung von u_{eng} wird gleich verfahren wie bei der Ermittlung von u_{as}. Weil die Monitoringmessungen keine Angaben zum Triebwerktyp enthalten, muss jedoch auf den ersten Schätzwert verzichtet werden. Somit stützt sich die Bestimmung von u_{eng} allein auf den Vergleich gemessener und berechneter Ereignispegel.

Es wird zuerst pro Referenzflugzeug und für jedes der verwendeten Triebwerke der Mittelwert der Pegeldifferenzen berechnet. Anschliessend wird die Differenz zum Wert desjenigen Triebwerktyps gebildet, welcher am häufigsten auftritt. Die Standardabweichung der Differenzen wird dann als Mass für die Unsicherheit u_{eng} angesehen. Auch hier wird eine gewichtete Unsicherheit bestimmt, indem die Auftretenshäufigkeit in den Jahren 2001 bis 2003 als Wichtungsfaktor verwendet wird. Die entsprechenden Wichtungen sind in Anhang A15.3 zu finden. Anhang A15.4 enthält ein Rechenbeispiel.

Tab. 4-1 zeigt den Wertebereich der Standardunsicherheiten aufgrund der Typenzuordnung resp. wegen unterschiedlicher Motorisierung. Es handelt sich um eine statistische Auswertung der typenspezifischen Werte in den Tabellen von Anhang A16. Angegeben sind die Mittelwerte (*Mean*), Standardabweichungen (*SD*), Maxima (*Max*) und Minima (*Min*) sowie die Anzahl (*N*) der dort aufgelisteten typenspezifischen Standardunsicherheiten. Für 34 resp. 53 Referenzflugzeuge lässt sich eine gewichtete sowie ungewichtete Standardunsicherheit aufgrund der Typenzuordnung angeben. Da die zugeordneten Typen oft unterschiedliche Triebwerke aufweisen, schliessen die u_{as} die Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung ein. Für 9 resp. 15 Referenzflugzeuge lässt sich u_{eng} explizit angeben.

Tab. 4-1 Standardunsicherheiten wegen Typenzuordnung und wegen unterschiedlicher Motorisierung (Statistische Auswertung der typenspezifischen Werte in den Tabellen in Anhang A16).

	Landung			
	u_{as}	$\bar{u}_{as}$	u_{eng}	$\bar{u}_{eng}$
Mean:	1.6 dB	0.2 dB	1.4 dB	0.1 dB
SD:	±1.3 dB	±0.2 dB	±1.3 dB	±0.3 dB
Max.	5.1 dB	1.1 dB	4.4 dB	0.8 dB
Min:	0.2 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB
N:	34		9	

	Start			
	u_{ass}	$\bar{u}_{as}$	u_{eng}	$\bar{u}_{eng}$
Mean:	2.0 dB	0.3 dB	1.6 dB	0.1 dB
SD:	±1.4 dB	±0.4 dB	±1.1 dB	±0.1 dB
Max.	6.3 dB	2.7 dB	3.5 dB	0.3 dB
Min:	0.4 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB
N:	53		15	

4.3.4. Einfluss der Richtwirkung auf den Ereignispegel

Nachfolgend wird untersucht, ob die Annahme der Rotationssymmetrie zu systematischen Abweichungen im Ereignispegel führt, was mittels Korrekturen oder als Standardunsicherheiten des Typs B zu berücksichtigen ist. Wie in Kapitel 3.4.5 gezeigt, stellt jedes Flugzeug eine Schallquelle mit mehr oder weniger ausgeprägter Richtwirkung dar. Die Richtwirkung bestimmt dabei die Form des zeitlichen Pegelverlaufs (vgl. Fig. 4-1). Je ausgeprägter die Richtwirkung ist, desto ausgeprägter zeigt sich dabei das auftretende Pegelmaximum. Gleichzeitig nimmt die charakteristische Geräuschdauer ab. Entsprechend verändert sich der Ereignispegel. Tab. 4-2 zeigt die L_{AE}-Werte am Beispiel dreier unterschiedli-

cher Flugzeugtypen, wenn zwei verschiedene Modelle für die Richtwirkung verwendet werden. Die Werte ergeben sich aus den zeitlichen Pegelverläufen, die in Fig. 4-1 dargestellt sind.

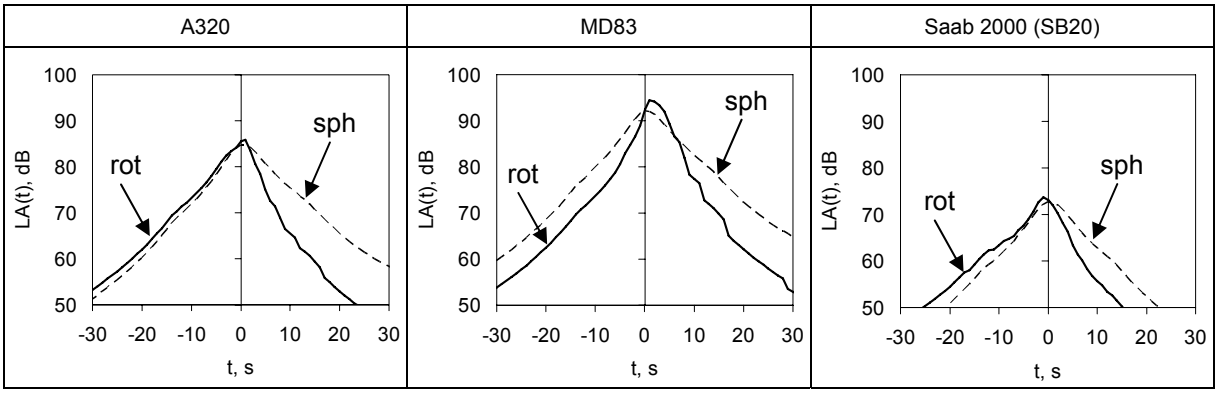


Fig. 4-1 Zeitlicher Pegelverlauf eines geradlinigen Überflugs in einer Höhe von 1000 ft (305 m) und konstanter Geschwindigkeit von 160 Knoten (83 m/s) für ausgewählte Flugzeugtypen unter Verwendung verschiedener Modelle für die Richtwirkung: Kugelrichtcharakteristik (sph) und Rotationssymmetrie (rot); die Simulation des zeitlichen Pegelverlaufs benutzt die in Anhang A14 aufgeführten Richtwirkungskorrekturen und erfolgt unter Berücksichtigung sämtlicher Dämpfungseffekte jedoch ohne Dopplereffekt; die Asymmetrie bei der Kugelrichtcharakteristik (sph) ergibt sich wegen der unterschiedlichen Luftdämpfung in Funktion des Abstrahlwinkels θ.

Tab. 4-2 Ereignispegel für ausgewählte Flugzeugtypen unter Verwendung unterschiedlicher Modelle für die Richtwirkung.

Form der Richtwirkung	Kürzel	A320	MD83	SB20
Rotationssymmetrie	rot	94.1 dB	101.6 dB	82.4 dB
Kugelrichtcharakteristik	sph	94.4 dB	101.8 dB	82.4 dB
	sph minus rot	0.3 dB	0.2 dB	0.0 dB

Wenn anstelle einer rotationssymmetrischen eine kugelförmige Richtcharakteristik verwendet wird, verändert sich zwar die Form des zeitlichen Pegelverlaufs, Energieinhalt und damit Ereignispegel bleiben dagegen praktisch unverändert („sph minus rot“ in Tab. 4-2). Dies gilt jedoch nur für den Geradeausflug. In der Umgebung von gekrümmten Flugstrecken treten häufig Fokussierungseffekte auf, was aus Fig. 4-2 ersichtlich wird. Die Figur zeigt die Resultate einer Simulation von 100 zufällig ausgewählten Radarflugbahnen (Start A320). In den oberen zwei Teilbildern sind die Niveaus der energetisch gemittelten Ereignispegel unter Verwendung einer kugelförmigen und einer rotationssymmetrischen Richtcharakteristik dargestellt. Das untere Teilbild zeigt die Differenzen der beiden Simulationsrechnungen (Kugel- minus Rotationssymmetrie). Auffällig sind die rote Zone hinter dem Startpunkt und der blaue Fleck im inneren Kurvenradius. Dort treten die Maxima resp. Minima der Differenzen auf.

Wie Fig. 4-2 zeigt, kann im Kurvenflug sowie im Bereich des Startpunkts auf die Richtwirkung mit Rotationssymmetrie nicht verzichtet werden. Im Geradeausflug ist sie dagegen für die Bestimmung des Ereignispegels kaum von Bedeutung. Hingegen können im geradlinigen Vorbeiflug je nach Flugzeugtyp und Lage des Empfangspunkts zwischen dreidimensionalen und rotationssymmetrischen Richtcharakteristiken lokal Abweichungen auftreten. Allfällige systematische Effekte beschränken sich jedoch auf bestimmte Azimutwinkelbereiche[17], was in Fig. 4-3 an der längsgerichteten Färbung sichtbar wird. Die dreidimensionale Richtwirkung ist hauptsächlich für Einzelfallbetrachtungen und bei Landungen relevant. In der Simulation von Startszenarien kann sie vernachlässigt werden, da wegen der Flugbahnstreuung meist ein breiter Azimutwinkelbereich abgedeckt wird, so dass sich allfällige systematische Effekte aufheben.

[17] Mit Azimut wird der Abstrahlwinkel φ bezeichnet (vgl. Anhang A3.1).

Die Berücksichtigung des azimutalen Abstrahlwinkels φ kann hingegen im Landeanflug von Bedeutung sein. Wegen des Instrumentenlandesystems (ILS) treten in den letzten 20 Kilometern vor Aufsetzen auf der Piste kaum seitliche Abweichungen bezüglich des Gleitpfads auf, so dass die Flugzeuge bei einem beliebigen Empfangspunkt praktisch immer unter demselben Winkel gesehen werden. Unter diesen Voraussetzungen können sich gegenüber der Rotationssymmetrie systematische Abweichungen ergeben, wie Fig. 4-3 zeigt.

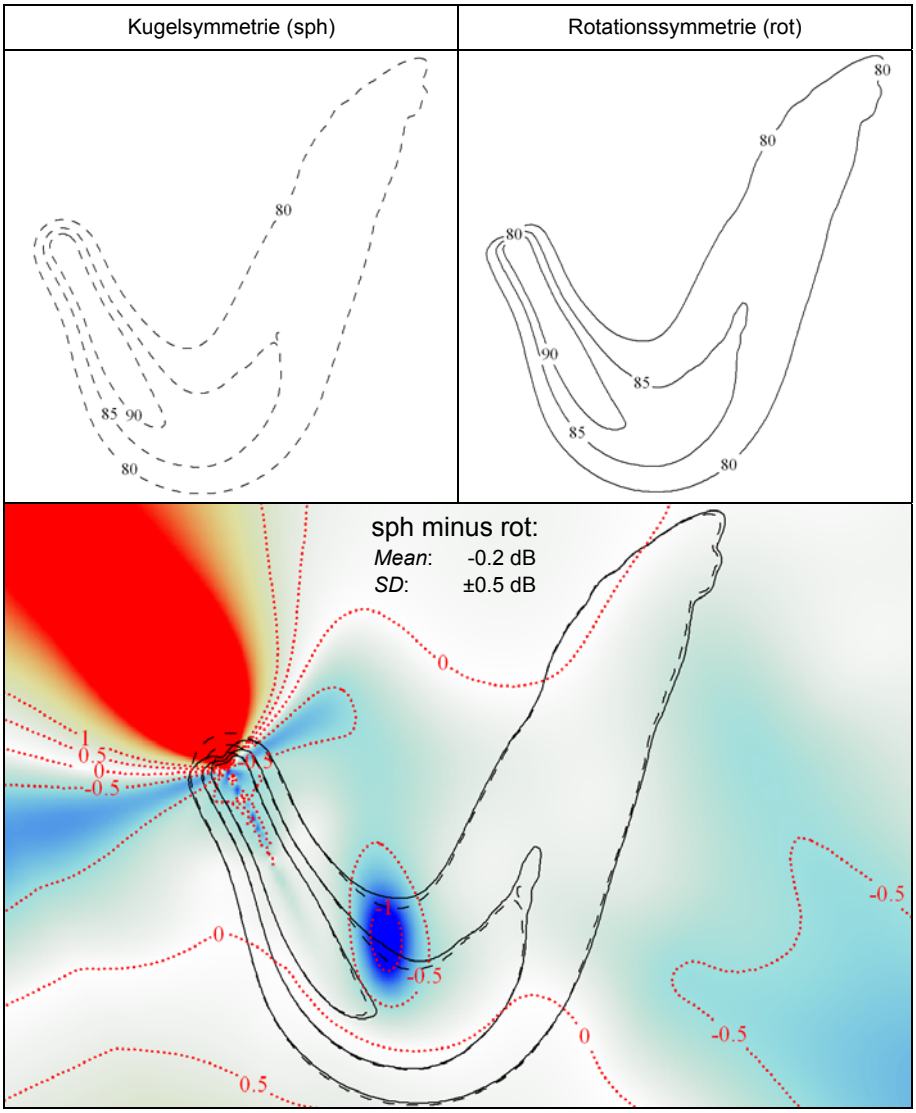


Fig. 4-2 Vergleich zwischen Kugelrichtcharakteristik und Rotationssymmetrie unter Verwendung von 100 zufällig ausgewählten, realen Flugbahnen von startenden A320. Farbgradienten und gepunktete Niveaulinien zeigen die Pegeldifferenzen der Simulation mit Kugelsymmetrie minus der Simulation mit Rotationssymmetrie.

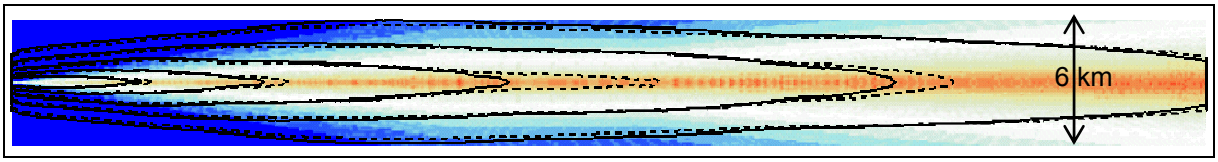


Fig. 4-3 L_{AE} –Footprints einer landenden A320 unter Verwendung einer rotationssymmetrischen Richtcharakteristik (ausgezogene Linie) und einer dreidimensionalen Richtcharakteristik (gestrichelte Linie); die Farbkonturen zeigen die Differenzen der beiden Footprints („3di“ minus „rot“); die rötliche Einfärbung zeigt an, dass der L_{AE} mit rotationssymmetrischer Richtcharakteristik leiser ist, das heisst: Die Anwendung der dreidimensionalen Richtcharakteristik führt direkt unter dem Flugzeug zu einer Erhöhung des L_{AE}.

Die zurzeit im dreidimensionalen Modell verfügbaren Lande- und Startrichtcharakteristiken lassen keine gesicherte Aussage zu, dass die Vernachlässigung der seitlichen Richtwirkung zu systematischen Fehlern bei der Ermittlung des Ereignispegels führt. Es gibt zwar Hinweise, dass sich bei schleifendem Schalleinfall der Ereignispegel reduziert und bei vertikalem Überflug erhöht. Diese dürften sich jedoch im Falle von Gesamtbelastungen dort aufheben, wo Starts und Landungen sich häufig überlagern und wegen der Flugbahnstreuung ein breiter Azimutwinkelbereich abgedeckt wird. Allfällige weitere Unsicherheiten aufgrund der Richtwirkung dürften durch u_{sour} und u_{as} resp. u_{eng} abgedeckt sein.

4.3.5. Einfluss der Schallausbreitungszeit auf den Ereignispegel

Da die einzelnen Flugbahnpositionen zur Berechnung des zeitlichen Pegelverlaufs vom Empfänger unterschiedlich weit entfernt sind, weisen die von verschiedenen Positionen ausgesendeten Schallwellen unterschiedliche Zeitverzögerungen (Retardierung) auf. Dieser Effekt wird in einer Standardsimulation vernachlässigt. Mit Hilfe verschiedener Simulationen wird nachfolgend untersucht, welchen Einfluss die Nichtberücksichtigung der Schalllaufzeit auf die Berechnung des Ereignispegels hat.

Die Schallgeschwindigkeit hängt in geringem Masse von der Temperatur ab. Pro Grad Celsius verändert sie sich um rund 0.5 m/s. Bei 15°C beträgt sie 339 m/s. Bei einem geradlinigen Überflug mit konstanter Geschwindigkeit von 83 m/s bewirkt dies eine Komprimierung im Pegelanstieg und eine Ausdehnung im Pegelabfall. Fig. 4-4 zeigt dieses Verhalten. Dabei entsprechen die feinen Linien dem Pegelverlauf ohne Zeitverzögerung. Je nachdem, wo das Pegelmaximum auftritt, führt die Nichtberücksichtigung der Schalllaufzeit zu einer Über- resp. Unterbewertung des Ereignispegels. Die entsprechenden Abweichungen hängen somit stark von der Richtwirkung und damit vom Flugzeugtyp ab, wobei zwischen dem rotationssymmetrischen und dem dreidimensionalen Modell keine Unterschiede festgestellt werden können

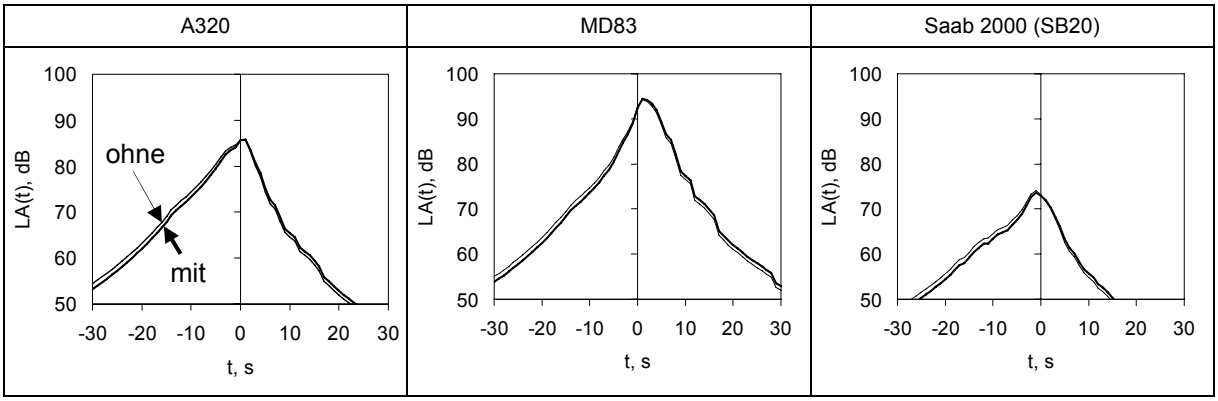


Fig. 4-4 Zeitlicher Pegelverlauf eines geradlinigen Überflugs in 305 Metern Höhe und konstanter Geschwindigkeit von 160 Knoten (83 m/s) für drei verschiedene Flugzeugtypen ohne (feine Linien) und mit (fette Linien) Berücksichtigung der Schalllaufzeit.

Tab. 4-3 Ereignispegel für ausgewählte Flugzeugtypen ohne und mit Berücksichtigung der Schalllaufzeit unter Verwendung einer rotationssymmetrischen Richtcharakteristik.

Simulation	Kürzel	A320	MD83	SB20
ohne Schalllaufzeit	-spt	94.1 dB	101.6 dB	82.4 dB
mit Schalllaufzeit	+spt	93.8 dB	101.8 dB	82.0 dB
	-spt minus +spt	0.3 dB	-0.2 dB	0.4 dB

Je ausgeprägter die Richtwirkung nach hinten ist, umso grösser ist die Unterbewertung (vgl. Fig. 4-4, MD83). Dieser Sachverhalt lässt sich anhand der Einzelflugsimulationen bestätigen. Fig. 4-5 zeigt die Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen von Simulationen ohne und mit Berücksichtigung der Schalllaufzeit pro Distanzklasse von 100 Metern. Dabei bedeutet ein negatives Vorzeichen, dass die Stan-

dardberechnung, welche die Schalllaufzeit nicht berücksichtigt, den Pegel unterschätzt. Es kann eine geringfügige Distanzabhängigkeit festgestellt werden, welche nicht geklärt ist.

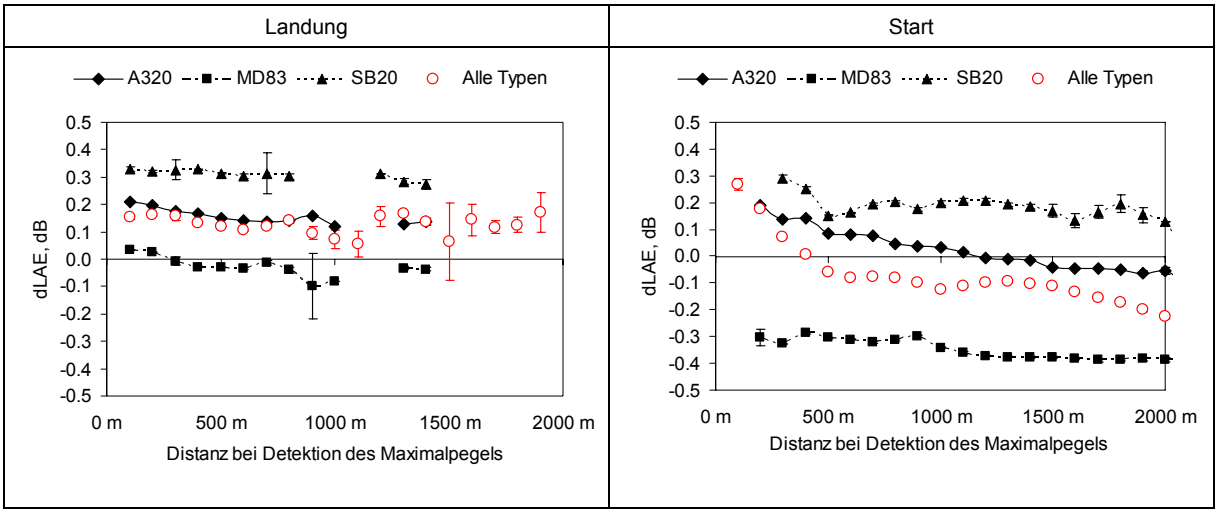


Fig. 4-5 Wirkung der Schalllaufzeit auf den Ereignispegel am Beispiel von drei verschiedenen Flugzeugtypen, getrennt nach Start und Landung. Dargestellt sind die Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen von Simulationen ohne und mit Schalllaufzeit (ohne minus mit); die Fehlerbalken entsprechen dem zweifachen *SE*.

Die mittleren Pegeldifferenzen wegen nicht berücksichtigter Schalllaufzeit sind pro Typ getrennt für Start und Landung in Anhang A13.1 angegeben. Dabei zeigt sich, dass Propellerflugzeuge in der Standardberechnung (ohne Berücksichtigung der Schalllaufzeit) sowohl beim Start als auch bei der Landung tendenziell überbewertet werden (SB20 als Beispiel in Fig. 4-5). Die Abweichungen betragen zwischen 0.1 bis 0.3 dB je nach Flugzeugtyp und Flugzustand. Jetflugzeuge älterer Bauart mit den Triebwerken am Heck werden beim Start dagegen mit bis zu 0.5 dB unterbewertet (DC930 in den Diagrammen von A13.1 oder MD83 in Fig. 4-5). Moderne Jetflugzeuge mit weniger ausgeprägter Richtwirkung (A320) zeigen zwar die deutlichste Abhängigkeit in Funktion der Distanz, im Mittel sind hier die Abweichungen wegen nicht berücksichtigter Schalllaufzeit dagegen praktisch null.

Bei den in Anhang A13.1 ausgewiesenen Pegeldifferenzen handelt es sich um systematische Effekte, die beim Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Einzelereignispegel zu berücksichtigen sind. Die entsprechenden Pegelkorrekturen werden mit k_{spt} (spt: *sound propagation time*) bezeichnet und entsprechen den in Anhang A13.1 dargestellten Werten mit umgekehrten Vorzeichen. Über alle Typen gesehen heben, sich die Korrekturen praktisch auf. Bei den Landungen bleibt im Mittel eine Korrektur von -0.1 dB übrig. Im Falle von Starts sind es +0.1 dB. Somit ist der Effekt der Schalllaufzeit bei der Berechnung von Flugbetriebsszenarien vernachlässigbar. Dies gilt jedoch nur für Szenarien mit heterogener Flottenzusammensetzung. Besteht die Flotte aus wenigen Typen, was bei Belastungsberechnungen für Militärflugplätze unter Umständen der Fall sein kann, so muss man im Mittelungspegel von systematischen Abweichungen in der Grössenordnung von ±0.3 dB ausgehen.

Vergleichssimulationen für Zürich und Genf zeigen jedoch, dass die Standardberechnung gegenüber einer Berechnung, welche die Schalllaufzeit berücksichtigt, sowohl in der Tages- als auch in der Nachtzeit keine Differenzen aufweist. Folglich müssen sich die pro Flugzeugtyp ermittelten Pegelkorrekturen k_{spt} in der Berechnung einer Jahresbelastung gegenseitig aufheben, so dass das Nichtberücksichtigen der Schalllaufzeit bei der Bestimmung der Unsicherheit von Gesamtbelastungen keine Rolle spielt und vernachlässigt werden kann.

4.3.6. Einfluss der Geschwindigkeit auf den Ereignispegel

Die Wirkung der Schalllaufzeit hängt stark von der Geschwindigkeit des Flugzeugs ab. Unabhängig davon beeinflusst die Geschwindigkeit den zeitlichen Pegelverlauf. Je höher die Geschwindigkeit, desto steiler sind Pegelanstieg und -abfall im zeitlichen Verlauf. Bei gleich bleibendem Maximalpegel wird somit der Ereignispegel mit zunehmender Geschwindigkeit kleiner, da die Expositionszeit resp.

Integrationszeit kürzer wird. Die Geschwindigkeit beeinflusst aber auch die Vorwärtsabstrahlung als Funktion der Machzahl und des Abstrahlwinkels. Dieser Effekt wird hier jedoch vernachlässigt.

Die zur Berechnung des zeitlichen Pegelverlaufs massgebenden Geschwindigkeiten ergeben sich im Falle von FLULA2 aus den Radaraufzeichnungen. Die Positionsbestimmung durch das Radar und damit die Geschwindigkeiten sind selbst mit Unsicherheiten behaftet (vgl. Kapitel 4.4.2), welche sich auf den zeitlichen Pegelverlauf und damit auf die Bestimmung des Ereignispegels auswirken. Durch partielle Ableitung der Formel zur Berechnung des Ereignispegels (vgl. Anhang A2.3) lässt sich seine Unsicherheit als Funktion der Geschwindigkeit wie folgt ausdrücken:

Eq. 4-7 $$u_{L_{AE}}(v) = \sqrt{c_v^2 \cdot u_v^2} = \frac{10}{v \cdot \ln(10)} \cdot u_v = 4.34 \cdot \frac{u_v}{v} \qquad \text{wobei: } c_v = \frac{\partial L_{AE}}{\partial v}$$

$$\text{mit: } L_{AE} = 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{t_0}\int_{t_1}^{t_2} \frac{I(t)}{I_0} \cdot dt\right) \text{ und } dt = \frac{ds}{v}$$

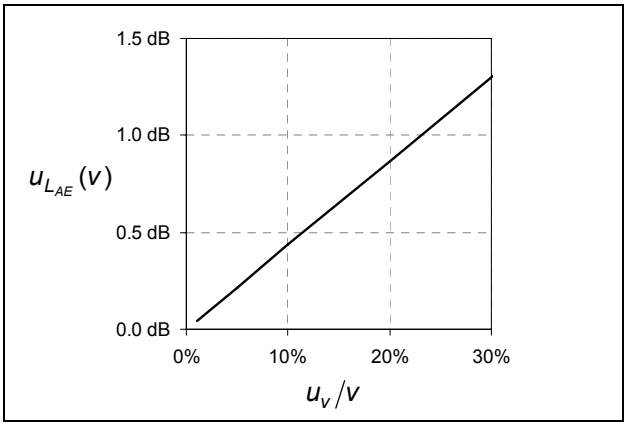


Fig. 4-6 Einfluss der Geschwindigkeit auf den Ereignispegel.

Eine Unsicherheit von 10% in der Geschwindigkeit führt somit zu einer Standardunsicherheit im Ereignispegel von 0.4 dB. Die Unsicherheiten in der Geschwindigkeitsbestimmung dürften aber in der Regel unter diesen zehn Prozent liegen, so dass ihr Einfluss auf den Ereignispegel vernachlässigt werden kann. Eine Ausnahme bildet die Startphase auf der Piste. Hier sind wegen fehlender Daten Unsicherheiten in der Grössenordnung von 20 Prozent nicht auszuschliessen, was im Ereignispegel Unsicherheiten von rund 1 dB bewirkt (vgl. nebenstehende Grafik).

4.3.7. Einfluss von Konfigurationsänderungen auf den Ereignispegel

Wie in den Kapiteln 3.4.6 und 3.4.10 bereits erläutert, lässt sich der Einfluss von Klappen, Fahrwerk und Schub auf die momentane Schallleistung und Richtwirkung mit FLULA2 nicht simulieren. Die in FLULA2 verwendeten Quellendaten beschreiben den mittleren Flugzustand kurz nach dem Abheben von der Piste (*initial climb*) resp. denjenigen im Bereich des Endanflugs (*final approach*). Dabei ist der Endanflug ein relativ stabiler, ausgetrimmter Zustand, während dem das Flugzeug voll konfiguriert und der Schub praktisch konstant ist. Allfällige Variationen in der Konfiguration, welche sich auf den Ereignispegel auswirken, werden im *final approach* (ca. 10 Kilometer vor dem Aufsetzen auf der Piste) durch die Unsicherheitskomponenten u_{sour} und u_{as} resp. u_{eng} abgedeckt.

Beim Start können die Einflüsse von Klappen und Fahrwerk wegen der Dominanz der Triebwerke vernachlässigt werden. Zudem treten während der Startphase kaum Variationen im Schub auf, so dass der Triebwerklärm annähernd konstant bleibt. Jedoch kann derselbe Flugzeugtyp mit unterschiedlicher Leistungssetzung starten (*full*, *derated* oder *flex take-off power*). Diese wird beim Übergang von *take-off-power* zu *climb-power* reduziert, was als *cut back* bezeichnet wird. Dabei ist die Höhe dieser Reduktion abhängig von der beim Start gesetzten Leistung. Die unterschiedliche Leistungssetzung wird in der Simulation bei rund einem Drittel der Flugzeugtypen mittels einer Richtcharakteristik für *full power* (in FLULA2 mit SFT bezeichnet) und einer Richtcharakteristik für *derated power* (SVG) modelliert. Der *Cut-Back* wird mittels pauschaler Pegelkorrekturen, die sich aus Messungen ableiten lassen, berücksichtigt. Angaben zu deren Unsicherheit fehlen. Es wird vereinfachend angenommen, dass Variationen der Leistungssetzung während des Starts in den Unsicherheitskomponenten u_{sour} und u_{as} resp. u_{eng} enthalten sind.

Simulationen des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt DLR und Untersuchungen der NASA weisen jedoch darauf hin, dass gerade das Fahren der Klappen und des Fahrwerks, verbunden mit kurzzeitigen Anpassungen beim Schub ausserhalb des Endanflugbereichs, lokal zu Veränderungen im Ereignispegel von mehreren Dezibel führen kann [44], [47], [89]. Fig. 4-7 illustriert diesen Sachverhalt. Es wird eine Simulation unter Berücksichtigung der Konfigurationsänderungen im Landeanflug mit einer FLULA-Standardberechnung verglichen.

In Fig. 4-7 ist ein Anflugverfahren dargestellt, welches als *low-drag-low-power* (LDLP) bezeichnet wird. Es umfasst mehrere Phasen (vgl. Anhang A24, Profil A). Nach einem horizontalen Anflug in etwa 2500 Metern Höhe wird rund 55 Kilometer vor dem Aufsetzpunkt das Sinken eingeleitet (*open descent*). Hier wird das Schubniveau auf nahezu Leerlaufschub (*idle*) verringert. Nach Erreichen einer Zwischenanflughöhe und dem Übergang in den Horizontalflug (*level flight*) ist es meist notwendig, dass der Schub erhöht wird. Im Bereich dieser Zwischenanflughöhe werden die Landeklappen in Anflugkonfiguration gebracht. So wird die Fluggeschwindigkeit weiter abgebaut. Je nach Länge des Horizontalflugs, ist es jedoch notwendig, den Schub wieder zu erhöhen, damit die Geschwindigkeit nicht zu stark sinkt. Verlassen wird die Zwischenanflughöhe mit dem Erreichen des Gleitpfads (*glide path*). Nach Einflug auf den Gleitpfad wird das Fahrwerk ausgefahren, und die endgültige Landekonfiguration eingenommen (*final approach*).

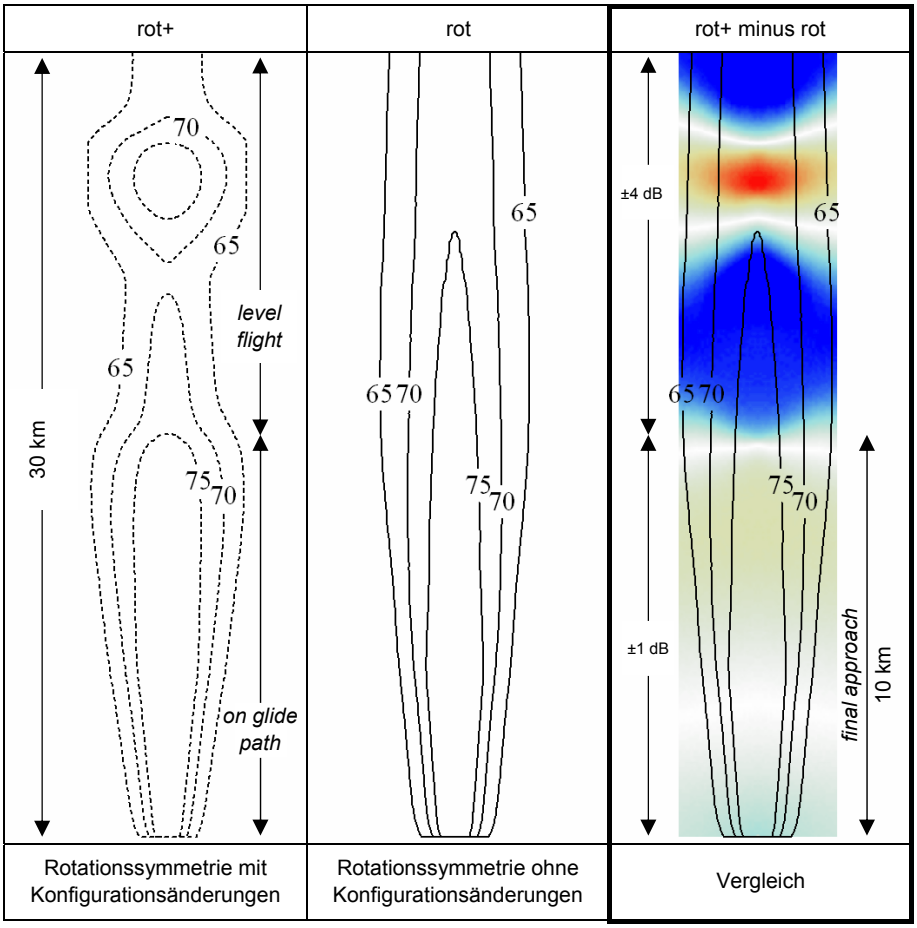


Fig. 4-7 Abschätzung der lokalen Pegelunterschiede wegen Konfigurationsänderungen am Beispiel einer A320 beim Landeanflug; rote Farben im Bild rechts bedeuten positives Vorzeichen, blaue Farben negatives Vorzeichen; d.h. überall dort, wo rote Färbung besteht, ist der L_{AE} unter Berücksichtigung von Konfigurationsänderung lauter als die Standardrichtcharakteristik; im Teilbild rechts ist die Grössenordnung der Streuung in den Pegeldifferenzen für die beiden Anflugphasen *on glide path* und *level flight* angegeben.

Der Wechsel von Phasen mit erhöhtem und reduziertem Schub sowie das stufenweise Fahren der Auftriebshilfen und das Ausfahren des Fahrwerks (Teilbild links in Fig. 4-7), führen im Bereich des Landeanflugs zu kurzzeitigen Belastungsspitzen. Ausgenommen davon ist der Endanflugbereich. Dort

sind wegen des ausgetrimmten Flugzustands keine Abweichungen zu einer Standardberechnung zu erwarten. Ausserhalb des Endanflugbereichs können dagegen erhebliche Abweichungen auftreten. Die grössten ergeben sich in der Zwischenanflugphase (*level flight*). Änderungen der Konfiguration sind jedoch sehr individuell, so dass sich der Ort, wo Klappen und Fahrwerk ausgefahren werden oder der Schub erhöht wird, von Anflugereignis zu Anflugereignis unterscheiden kann. Somit werden sich die im Einzelfall und lokal feststellbaren Pegelveränderungen im Mittel über alle Anflugereignisse teilweise ausgleichen. Somit sind in der Simulation von Gesamtbelastungen keine systematischen Abweichungen wegen Änderungen der Konfiguration im Anflugkorridor ab etwa 20 Kilometern vor Aufsetzen zu erwarten. In grösseren Entfernungen hingegen dürfte die Simulation mit FLULA2 systematisch zu hoch sein, da sich die verwendeten Quellendaten auf den vollkonfigurierten Endanflug beziehen.

Zur Berechnung der in Fig. 4-7 dargestellten Footprints kommt ein einfaches, empirisches Modell zur Anwendung, welches mittels Korrekturen die Richtwirkung und die Konfigurationsänderungen berücksichtigt. Die Richtwirkungskorrekturen leiten sich aus den Daten von FLULA2 ab (vgl. Anhang A12.2 und Anhang A14.1). Der verwendete Modellansatz zur Bestimmung der Konfigurationskorrekturen basiert auf den Erkenntnissen des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt über den Geschwindigkeits- und Schubeinfluss auf den Schallleistungspegel [40]. Die physikalischen Zusammenhänge werden in der vorliegenden Berechnung teilweise stark vereinfacht, so dass die in Fig. 4-7 dargestellten Pegelwerte mit Bedacht anzuwenden sind. Die angegebenen Streuungen dürften jedoch in ihrer Grössenordnung den im L_{AE} zu erwartenden Pegelschwankungen entsprechen, wenn anstelle der Standardberechnung dereinst Berechnungen unter Berücksichtigung von Konfigurationsänderungen möglich sind.

Um jedoch die Wirkung von Konfigurationsänderungen auf den *Leq* abschätzen zu können, benötigt man für jeden am Flugverkehr teilnehmenden Flugzeugtyp Angaben zum Geschwindigkeits- und Schubeinfluss auf den Schallleistungspegel. Zurzeit sind derartige Informationen nur für die A320 greifbar. Zudem wird für eine analog zu Fig. 4-7 dargestellte Berechnung die Kenntnis über die Geschwindigkeit, den Schub sowie die Stellung der Klappen und des Fahrwerks zu jedem Zeitpunkt während des Anflugs vorausgesetzt. In der Regel sind solche Daten für ein ganzes Flugbetriebsszenario nicht verfügbar.

4.3.8. Gesamtunsicherheit in der Modellierung des Flugzeugs als akustische Quelle

Richtwirkung, Retardierung, Geschwindigkeit und Änderungen in der Konfiguration beeinflussen den Ereignispegel, was in Einzelfällen zu systematischen Abweichungen in der Modellberechnung führt. In der Berechnung von Gesamtbelastungen heben sich diese Effekte jedoch grösstenteils auf oder sind unbedeutend. Sie werden deshalb in der Quantifizierung der Unsicherheit der akustischen Quelle vernachlässigt. Die Modellunsicherheit u_{ac} lässt sich somit für jeden Flugzeugtyp nach dem in Kapitel 4.3.1 gegebenen Ansatz beschreiben. Gemäss Eq. 4-5 sind dazu zwei resp. drei Komponenten notwendig: Die Unsicherheit des Quellenwerts u_{sour} und die Unsicherheit wegen Typenzuordnung u_{as} oder wegen unterschiedlicher Motorisierung u_{eng}. Die letzten zwei lassen sich noch anhand der Auftretenshäufigkeit zugeordneter Flugzeug- und verwendeter Triebwerktypen gewichten, so dass sie sich erheblich reduzieren. Tab. 4-4 zeigt den Wertebereich der gewichteten und ungewichteten Quellenunsicherheiten. Dargestellt sind die Mittelwerte (*Mean*), Standardabweichungen (*SD*), Maxima (*Max*) und Minima (*Min*) sowie die Anzahl (*N*) der in den Tabellen von Anhang A16 aufgelisteten typenspezifischen Standardunsicherheiten.

Tab. 4-4 Gesamtunsicherheit der Quellenbeschreibung in der Modellrechnung.

	Landung (Anhang A16.1)	
	$\breve{u}_{ac}$	u_{ac}
Mean:	**1.0 dB**	**1.9 dB**
SD:	**±0.6 dB**	**±1.2 dB**
Max.	2.9 dB	5.2 dB
Min:	0.3 dB	0.3 dB
N:	43	

	Start (Anhang A16.4)	
	$\breve{u}_{ac}$	u_{ac}
Mean:	**1.1 dB**	**2.2 dB**
SD:	**±0.7 dB**	**±1.3 dB**
Max.	3.2 dB	6.5 dB
Min:	0.4 dB	0.6 dB
N:	68	

Die gewichtete Unsicherheit wird hauptsächlich durch die Unsicherheit des Quellenwerts u_{sour}, die ungewichtete dagegen von den Unsicherheiten wegen Typenzuordnung und wegen unterschiedlicher Motorisierung bestimmt. Die Diagramme in Fig. 4-8 visualisieren diesen Sachverhalt. Dort sind die prozentualen Anteile der Fehlervarianzen für jedes Referenzflugzeug getrennt nach Start und Landung dargestellt. Bei den gewichteten Unsicherheiten dominieren die schwarzen Säulen (u_{sour}), bei den ungewichteten die grauen (u_{as} resp. u_{eng}). Anhand der Varianzanteile lässt sich entscheiden, wo resp. bei welchem Referenzflugzeug angesetzt werden muss (Quellenwert, Typenzuordnung oder Triebwerkunterscheidung), um die Unsicherheit in der Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle zu reduzieren.

4.4. Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge

4.4.1. Übersicht

In der Berechnung mit FLULA2 sind folgende Dämpfungen relevant (vgl. auch Kapitel 3.4.2): Geometrische Dämpfung A_{div}, atmosphärische Dämpfung A_{atm} und Zusatzdämpfung A_{add}. Ihre Summe ergibt die gesamte Abschwächung des Schalls auf dem Ausbreitungsweg von der Quelle zum Empfänger:

Eq. 4-8 $$A_{att,A}(r,\beta) = A_{div}(r) + A_{atm,A}(r) + A_{add}(r,\beta)$$

Mit r wird die Distanz zwischen Quelle und Empfänger bezeichnet. β ist der Höhenwinkel. Beide Grössen lassen sich als Funktion der Höhe h und der seitlichen Distanz ℓ ausdrücken:

Eq. 4-9 $$r = \sqrt{\ell^2 + h^2} \qquad \text{und} \qquad \sin(\beta) = \frac{h}{r} = \frac{h}{\sqrt{\ell^2 + h^2}}$$

Da die Frequenzspektra von Ereignis- und Maximalpegel praktisch identisch sind (vgl. Kapitel 3.4.4), wird vereinfachend angenommen, dass die A-bewertete Luftdämpfung $A_{atm,A}$ sowohl für den Maximal- als auch für den Ereignispegel gilt. Hingegen darf die in Kapitel 3.4.7 gegebene Vorschrift zur Berechnung der geometrischen Dämpfung nicht auf den Ereignispegel angewendet werden, da eine sich auf einer Linie im Raum bewegende Punktquelle hinsichtlich ihrer Ereignisenergie als inkohärent strahlende Linienquelle aufgefasst werden kann. Dabei ergibt sich eine Abstandsabhängigkeit, die rein geometrisch nicht mehr einer Pegelabnahme von 6 dB sondern einer Pegelabnahme um 3 dB pro Abstandsverdopplung entspricht. Das Abstandsgesetz für den L_{AE} lautet daher:

Eq. 4-10 $$A_{div}(r) = 10 \cdot \lg\left(\frac{r}{r_0}\right)$$ mit: r_0 = 1 m

Unter Anwendung von Eq. 3-11, Eq. 3-12 und Eq. 4-10 lässt sich die Abschwächung des Schalls auf dem Ausbreitungsweg von der Quelle zum Empfänger für einen Ereignispegel wie folgt abschätzen:

Eq. 4-11 $$A_{att,A}(r,h) = A_{div}(r) + A_{atm,A}(r) + A_{add}(r,h) = 10 \cdot \lg\left(\frac{r}{r_0}\right) + b \cdot r^m + \left(1 + D \cdot \frac{h}{r}\right) \cdot \left(A + B \cdot e^{C \cdot r}\right)$$

Als Distanz r wird diejenige Entfernung zwischen Quelle und Empfänger eingesetzt, in welcher der Maximalpegel auftritt.

Die A-bewertete Ausbreitungsdämpfung $A_{atm,A}$ ist gemäss Modellvorstellung somit eine Funktion der geometrischen Grössen r und h sowie der Fitparameter *b, m, A, B, C* und *D.* Die Fitparameter werden vorliegend als Konstanten behandelt, da keine Angaben zu ihrer Unsicherheit gemacht werden können. Die Distanz r und die Höhe h sind damit die einzigen unabhängigen Variablen zur Bestimmung der Ausbreitungsdämpfung. Die partielle Ableitung von Eq. 4-11 nach r und h ergibt folgende Unsicherheitskomponenten:

Eq. 4-12 $$u_{att}^2(r,h) = u_{att}^2(r) + u_{att}^2(h) = \left(c_{att}(r) \cdot u_r\right)^2 + \left(c_{att}(h) \cdot u_h\right)^2$$

$$u_i \Big/ \sum_i u_i$$

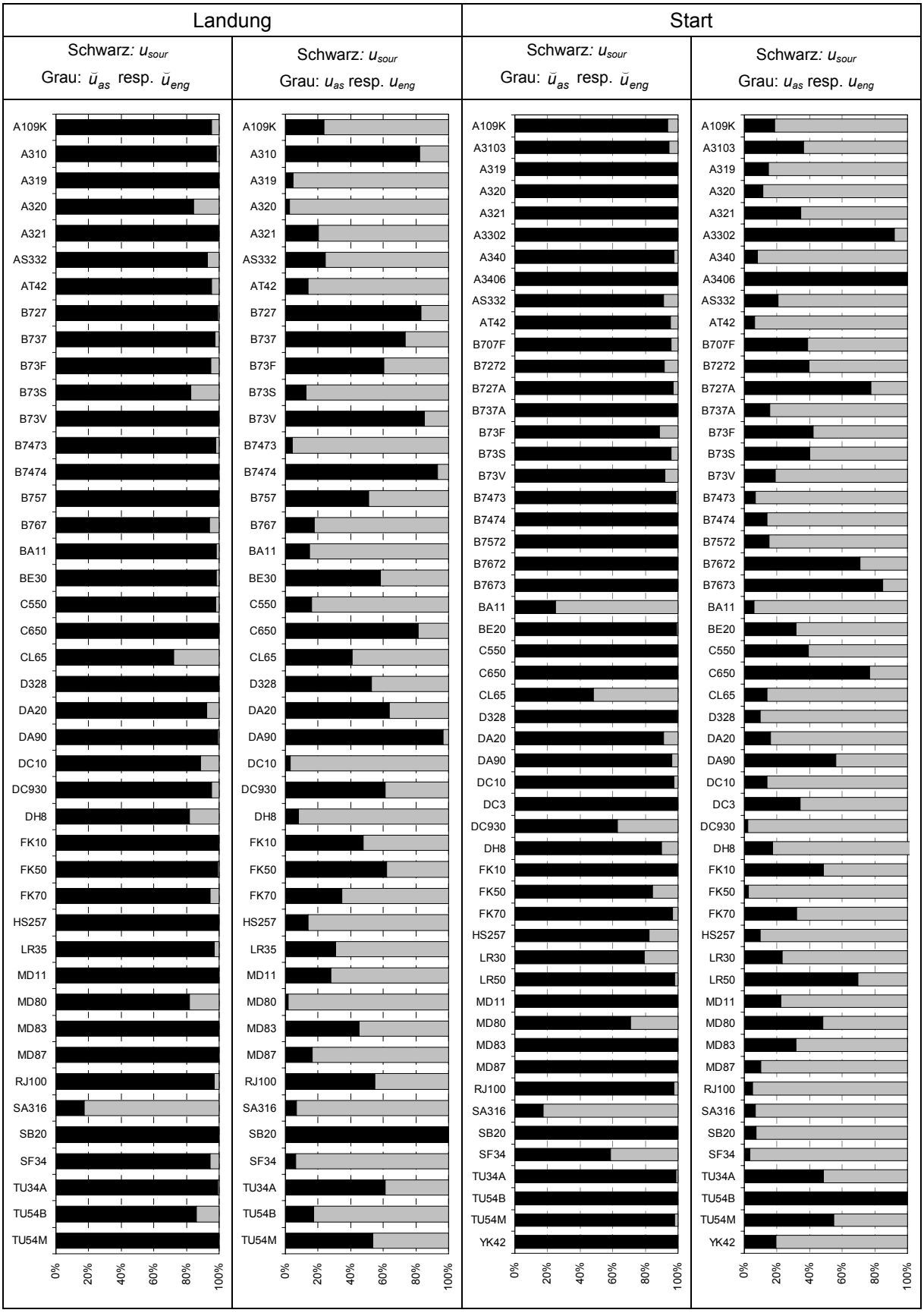


Fig. 4-8 Varianzanteile der Unsicherheitskomponenten zur Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle.

Fortsetzung von Eq. 4-12:

mit: $$c_{att}(r) = \frac{\partial A_{att,A}}{\partial r} = \frac{\partial A_{div}}{\partial r} + \frac{\partial A_{atm,A}}{\partial r} + \frac{\partial A_{add}}{\partial r} = c_{div}(r) + c_{atm}(r) + c_{add}(r)$$

$$c_{att}(h) = \frac{\partial A_{att,A}}{\partial h} = \frac{\partial A_{add}}{\partial h} = c_{add}(h)$$

Eq. 4-12 bildet nur jenen Teil der Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung ab, welcher sich aus der Unsicherheit in der Distanz- und Höhenbestimmung ergibt. Diese werden in der Funktionsgleichung mit u_r und u_h bezeichnet und nachfolgend zuerst quantifiziert. Danach werden kapitelweise die einzelnen Beiträge der geometrischen, atmosphärischen und der Zusatzdämpfung diskutiert. Dabei wird jeweils zu Beginn der Sensitivitätskoeffizient c_{div}, c_{atm} oder c_{add} bestimmt, damit $u_{att(r,h)}$ berechnet werden kann. Anschliessend werden zusätzliche Faktoren untersucht, welche die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung beeinflussen. Sie lassen sich nicht analytisch bestimmen. Sie werden deshalb empirisch abgeschätzt. Am Schluss werden die identifizierten und quantifizierten Unsicherheitskomponenten zusammengeführt und dann für ausgewählte Flugzeugtypen die Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge berechnet und dargestellt.

4.4.2. Unsicherheit in der Distanz- und Höhenbestimmung

Die in Einzelflugsimulationen verwendeten Distanzangaben stammen vom Radar. Das in der zivilen Fliegerei eingesetzte Radarsystem misst die Schrägdistanz und den Winkel bezüglich Nordrichtung in der Horizontalebene. Dabei ist die Abstandsmessung genauer als die Winkelmessung. Die Flughöhe wird aus den von den Flugzeugen übermittelten Transpondersignalen übernommen (siehe unten).

Die Radarspezialisten der Skyguide geben für die in Zürich und Genf eingesetzten Radarsysteme folgende Toleranzen an: 230 Meter für laterale Abweichung, 46 Meter für Abweichungen in der Höhe. Nimmt man Rechteckverteilung an, das heisst alle Werte treten innerhalb eines vorgegebenen Toleranzbereichs überall gleich häufig auf, so ergeben sich folgende Standardunsicherheiten für die seitliche Distanz resp. für die Höhe:[18]

Eq. 4-13 $$u_\ell = \frac{230\,\text{m}}{\sqrt{3}} = 133\,\text{m}\,;\; u_h = \frac{46\,\text{m}}{\sqrt{3}} = 27\,\text{m}$$

Aus diesen beiden Unsicherheitskomponenten lässt sich die Unsicherheit der Distanz u_r unter Anwendung des Satzes von Pythagoras und des Gauss'schen Fehlerfortpflanzungsgesetzes wie folgt berechnen:

Eq. 4-14 $$u_r = \frac{\sqrt{\ell^2 \cdot u_\ell^2 + h^2 \cdot u_h^2}}{r} \qquad \text{resp.:} \qquad \frac{u_r}{r} = \frac{\sqrt{\ell^2 \cdot u_\ell^2 + h^2 \cdot u_h^2}}{r^2}$$

Das Teilbild links in Fig. 4-9 zeigt die entsprechenden Werte für verschiedene Höhen h in Abhängigkeit der seitlichen Distanz ℓ. Das Maximum von u_r beträgt 133 Meter und ist somit identisch mit u_ℓ. In geringen Höhen wird dieses Maximum rasch erreicht. Die relative Unsicherheit (Quotient von u_r und r) nimmt jedoch mit zunehmender Höhe und zunehmender seitlicher Distanz rasch ab (vgl. Teilbild links in Fig. 4-9.)

Der in Eq. 4-13 gegebene Wert für u_h ist unabhängig davon, wo sich das Flugzeug im Raum befindet resp. von welchem Punkt aus das Flugzeug gesehen wird; u_ℓ dagegen gilt nur für den Standort des Radars. In Belastungsrechnungen ist jedoch nicht die Position des Flugzeugs bezüglich des Radars sondern bezüglich eines beliebigen Empfangspunktes massgebend. Je nach Lage des Empfangspunktes zum Radar verändert sich aber die Unsicherheit in der seitlichen Distanz. Aus Gründen der Praktikabilität wird jedoch angenommen, dass der in Eq. 4-13 gegebene Wert für u_ℓ auf jeden beliebigen Empfangspunkt angewendet werden darf. Bildlich gesprochen entsteht dadurch um jeden Flugbahnpunkt ein „Unsicherheitskreis" mit dem Radius u_ℓ.

[18] Bezüglich der Interpretation von Toleranzen sei auf Kapitel 5.3 verwiesen. Dort wird beschrieben, wie sich Messtoleranzen in Standardunsicherheiten umrechnen lassen unter Verwendung verschiedener Wahrscheinlichkeitsdichtefunktionen.

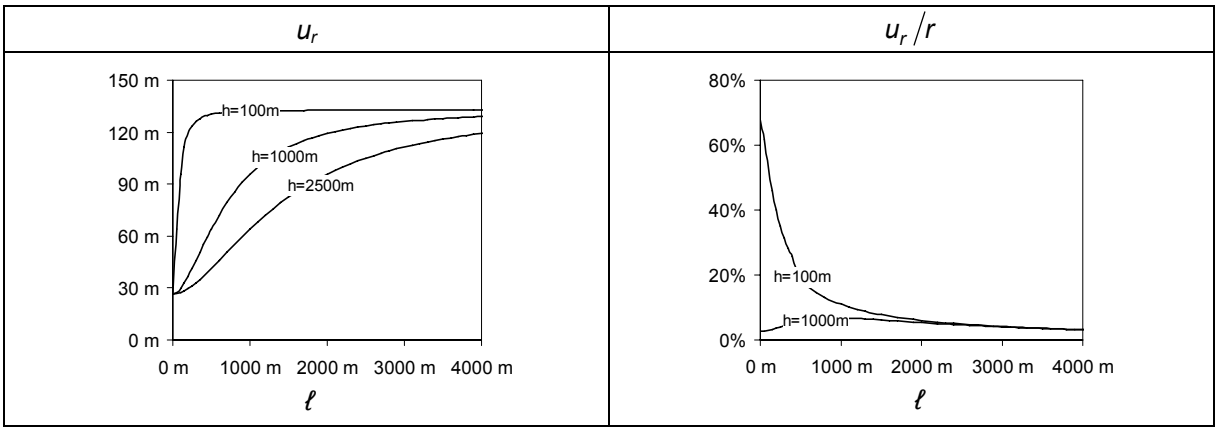


Fig. 4-9 Unsicherheit in der Distanz. Die linke Grafik gibt die absolute, die rechte Grafik die relative Unsicherheit der Distanz für verschiedene Höhen als Funktion der seitlichen Distanz ℓ an.

Wie bereits erwähnt, kommen die Höhenangaben vom Flugzeug selbst. Der Transponder ruft bei jedem Radarkontakt den Höhenmesser ab und übermittelt die entsprechenden Angaben ans Radar. Über 7000 Fuss (ca. 2150 Meter) wird dabei die abgefragte Flughöhe bezüglich Standardatmosphäre (1013.25 hPa) angegeben.[19] Unterhalb dieser Grenze wird auf effektive Druckhöhe umgestellt, damit der Abstand zu natürlichen Hindernissen richtig angezeigt wird. Die Umrechnung erfolgt nach folgender Formel:

Eq. 4-15 $$\tilde{h} = h + 8.32 \cdot \Delta p \qquad \Rightarrow \Delta h = 8.32 \cdot \Delta p$$

$\tilde{h}$: bezüglich aktuellem Luftdruck korrigierte Höhe in Metern.
h: Höhenangabe bezüglich Standardatmosphäre in Metern.
$\Delta p = 1013.25\ hPa - p$: Druckdifferenz zwischen aktuellem Luftdruck und Standardatmosphäre, hPa.

Für Höhen über 2 Kilometer wird bei der Aufbereitung der Radardaten obige Korrektur angewendet, so dass sämtliche in der Simulation verwendeten Flugbahnen diesbezüglich keine systematischen Fehler aufweisen. Neben dem Luftdruck werden die Höhenangaben aber zusätzlich durch die Temperatur beeinflusst. Dieser Effekt wird weder im Flugzeug noch in der Aufbereitung der Radardaten berücksichtigt. Grundsätzlich lässt sich der Temperatureffekt analog zur Druckkorrektur kompensieren. Da für eine einwandfreie Korrektur jedoch nicht nur die Temperatur auf der Erdoberfläche, sondern das gesamte Höhenprofil der Temperatur bekannt sein müsste, wird eine Korrektur in der Regel nicht gemacht. Zudem gleichen sich die Effekte im Jahresmittel aus, welche sich durch den temperaturabhängigen Höhenfehler ergeben, so dass dieser auf die Unsicherheit von Gesamtbelastungen nur einen vernachlässigbaren Einfluss hat und weggelassen werden darf.

4.4.3. Unsicherheitsbeitrag der geometrischen Dämpfung

Der Beitrag der geometrischen Dämpfung beschränkt sich auf den in Eq. 4-12 aufgeführten Sensitivitätskoeffizienten c_{div}. Er berechnet sich aus der partiellen Ableitung von A_{div} gemäss Eq. 4-11:

Eq. 4-16 $$c_{div}(r) = \frac{\partial A_{div}}{\partial r} = \frac{10}{r \cdot \ln 10} = 4.34 \cdot \frac{1}{r} = \frac{4.34}{\sqrt{\ell^2 + h^2}}$$

wobei: $$A_{div}(r) = 10 \cdot \lg\left(\frac{r}{1\,\mathrm{m}}\right)$$

[19] Aus Sicherheitsgründen muss dies so sein, denn trotz sich ändernden lokalen Druckverhältnissen sollte für alle Flugzeuge dieselbe Flughöhe (*flight level*) gelten.

4.4.4. Unsicherheitsbeiträge der atmosphärischen Dämpfung

Wie in Kapitel 3.4.10 gezeigt, lässt sich die A-bewertete Luftdämpfung mittels einer Potenzfunktion beschreiben (Eq. 3-12 auf Seite 25). Die partielle Ableitung dieser Funktion liefert den in Eq. 4-12 aufgeführten Sensitivitätskoeffizienten c_{atm}:

Eq. 4-17 $$c_{atm}(r) = \frac{\partial A_{atm,A}}{\partial r} = m \cdot b \cdot r^{m-1}$$

wobei: $$A_{atm,A}(r) = b \cdot r^{m}$$

Die Parameter m und b sind typenspezifisch und in Anhang A12.3 tabelliert. Sie gelten nur für Standardbedingungen (isotherme Atmosphäre mit 15°C und 70% relF) und liefern eingesetzt in Eq. 3-12 eine mittlere A-bewertete Luftdämpfung, welche sich auf den Polarwinkelbereich zwischen 60 und 120 Grad bezieht.[20]

Mit Eq. 4-17 wird nur der Einfluss der atmosphärischen Dämpfung behandelt, welcher sich wegen der Unsicherheit in der Distanzbestimmung ergibt. Zusätzliche Faktoren beeinflussen jedoch im Modell die Unsicherheit der atmosphärischen Dämpfung. Es sind dies:

- Die Eigenschaften der Quelle, welche ein winkelabhängiges Spektrum aufweist.
- Die spektralen Luftdämpfungsbeiwerte aus ISO9613-1 [56], welche zur Ermittlung der FLULA-Quellendaten (H_{ik}-Koeffizienten) verwendet wurden.
- Gegenüber Standardatmosphäre (ISA) abweichende klimatische Bedingungen.

Die verwendete Funktion zur Berechnung der A-bewerteten Luftdämpfung $A_{atm,A}$ entspricht einer mittleren Dämpfung in den Polarwinkeln von 60 bis 120 Grad. Ihre Streuung (Standardabweichung) innerhalb dieses Winkelbereichs wird als Schätzung für die Unsicherheit in der atmosphärischen Dämpfung wegen der spektralen Eigenschaften der Quelle verwendet. Sie ist distanzabhängig.

Zur Ermittlung der zweiten Unsicherheitskomponente wird eine Angabe in ISO9613-1 [56] umgesetzt. Die Norm gibt für die frequenzbezogenen Luftdämpfungsbeiwerte eine Standardunsicherheit von 10% an, wobei keine weiteren Angaben zu den Einflussgrössen gemacht werden. Es wird deshalb vereinfachend angenommen, dass diese zehn Prozent auch für einen A-bewerteten Luftdämpfungskoeffizienten und damit für die A-bewertete Luftdämpfung gelten.

Die Varianzen dieser ersten beiden Unsicherheitskomponenten werden typenweise pro Distanz addiert. Durch die sich ergebenden Werte wird wiederum eine Potenzfunktion gelegt und man erhält die Parameter B und M zur Berechnung derjenigen Beiträge an die Unsicherheit der A-bewerteten Luftdämpfung, welche sich wegen des winkelabhängigen Spektrums der Quelle ergeben:

Eq. 4-18 $$u_{spek}(r) = B \cdot r^{M}$$

Die Parameter B und M sind wegen der unterschiedlichen spektralen Eigenschaften für jeden Flugzeugtyp verschieden. Sie sind in Anhang A16 zusammen mit den restlichen Komponenten der Modellunsicherheit tabelliert. Fig. 4-10 zeigt die absolute und relative Unsicherheit in der atmosphärischen Dämpfung exemplarisch für drei ausgewählte Flugzeugtypen und Flugzustände.

Mittels der Parameter B und M lässt sich die Unsicherheit der A-bewerteten Luftdämpfung nur für Standardbedingungen abschätzen. Die Luftdämpfung wird aber von den meteorologischen Parametern Luftfeuchtigkeit und Temperatur beeinflusst (vgl. Kapitel 3.6.4), was zu systematischen Abweichungen in der Modellrechnung führen kann. Dies wird am Beispiel von sechs verschiedenen Flugzeugtypen untersucht. In den Anhängen A13.2 sind die Resultate dieser Untersuchung dargestellt. Dort findet sich auch eine Kurzbeschreibung des Vorgehens.

[20] Die Parameter m und b werden mit Hilfe der Basisfunktion von FLULA2 unter Anwendung der typenspezifischen H_{ik}-Koeffizienten erzeugt, indem verschiedene Polarwinkel und Distanzen in Eq. 3-9 eingesetzt werden. Aus den erhaltenen Pegelwerten wird pro Distanz im Winkelbereich von 60 bis 120 Grad ein energetischer Mittelwert gebildet. Aus diesem lässt sich direkt ein dB-Wert für die A-bewertete Luftdämpfung berechnen. Die dazu notwendigen Berechnungsvorschriften sind in Anhang A12.2 gegeben. Ein potenzieller Fit durch die pro Distanz gewonnenen A-bewerteten Luftdämpfungswerte liefert die Parameter m und b.

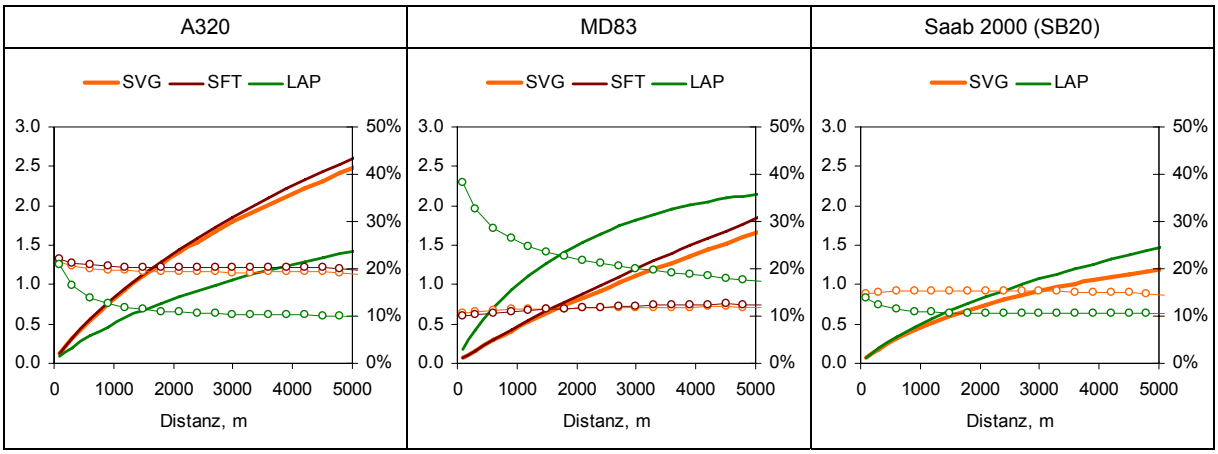


Fig. 4-10 Absolute Unsicherheiten in dB (ausgezogene Linien, Achsenbeschriftung links) und relative Unsicherheiten (Linien mit Punkten, Achsenbeschriftung rechts) in der atmosphärischen Dämpfung wegen des winkelabhängigen Spektrums am Beispiel von drei unterschiedlichen Flugzeugtypen für zwei bzw. drei Flugzustände (LAP: Landung; SVG resp. SFT: Start mit reduzierter und maximaler Leistungssetzung).

Wie aus den Darstellungen in Anhang A13.2 ersichtlich, sind die Abweichungen zwischen einem unter realatmosphärischen Bedingungen berechneten und einem für Standardbedingungen geltenden Pegel distanzabhängig. Fig. 4-11 zeigt diese Differenzen exemplarisch für die A320 bei der Landung resp. beim Start in einer Entfernung von 2000 Metern. Die zugehörigen Werte sind in Anhang A13.2, Tabelle A1 und B1 zu finden. Dabei bedeutet ein negatives Vorzeichen, dass die Realatmosphäre eine höhere Dämpfung aufweist als die Standardatmosphäre; somit überschätzt die FLULA-Standardberechnung den Pegel.

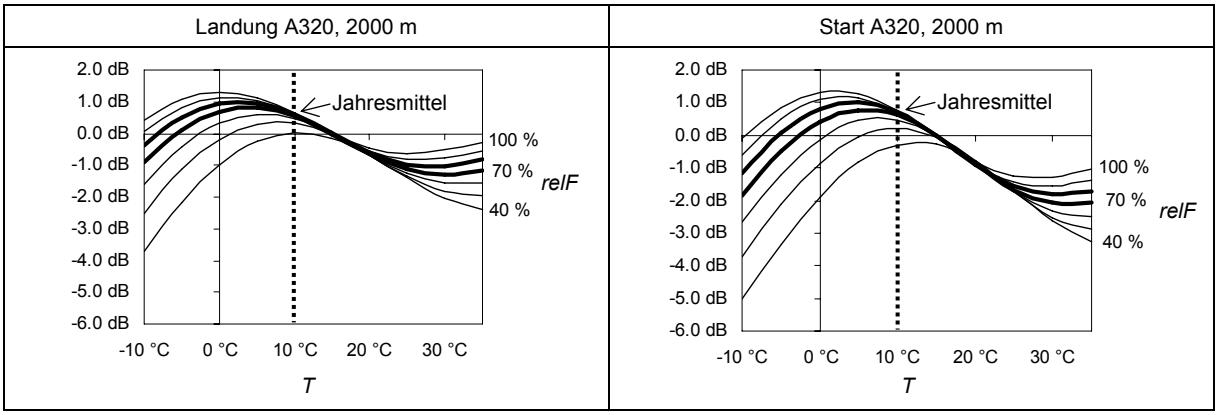


Fig. 4-11 Auswirkung der Luftdämpfung für verschiedene Temperatur-Feuchte-Kombinationen auf den A-Pegel. Die Kurven beschreiben die Differenz der atmosphärischen Dämpfung bezüglich der Standardatmosphäre (15°C, 70% relF) in einer Distanz zwischen Quelle und Empfänger von 2000 Metern.

Wie Fig. 4-11 demonstriert, überschätzt bei extremen Witterungsverhältnissen (unter -10°C und über 30°C) die Standardberechnung den Pegel um mehrere Dezibel bei einer Entfernung von 2000 Metern. Im Jahresmittel, wo Temperaturen um 10°C und relative Feuchten zwischen 70% und 80% vorherrschen (vgl. Anhang A18.3), betragen die Abweichungen auch in grossen Entfernungen weniger als 1 dB. Die in Fig. 4-11 dargestellten Abweichungen streuen im Bereich von -10 bis 35 Grad Celsius und 30% bis 100% relativer Feuchte bei der Landung mit 1.5 dB und beim Start mit 1.2 dB (vgl. Anhang A13.2 Tabelle F)).

Die im Anhang aufgeführten Pegeldifferenzen lassen sich direkt als Korrekturen k_{ISA} bei Simulationen von einzelnen Ereignissen anwenden, um den für realatmosphärische Bedingungen geltenden Pegel näherungsweise zu bestimmen. Voraussetzung dafür ist jedoch die Kenntnis der aktuellen Temperaturen und Feuchten. Bei der Berechnung von Jahresmittelungspegeln ist jedoch eine Korrektur nicht

möglich, da nicht für alle Flugzeugtypen entsprechende Anpassungswerte zur Verfügung stehen. Deshalb wird darauf verzichtet.

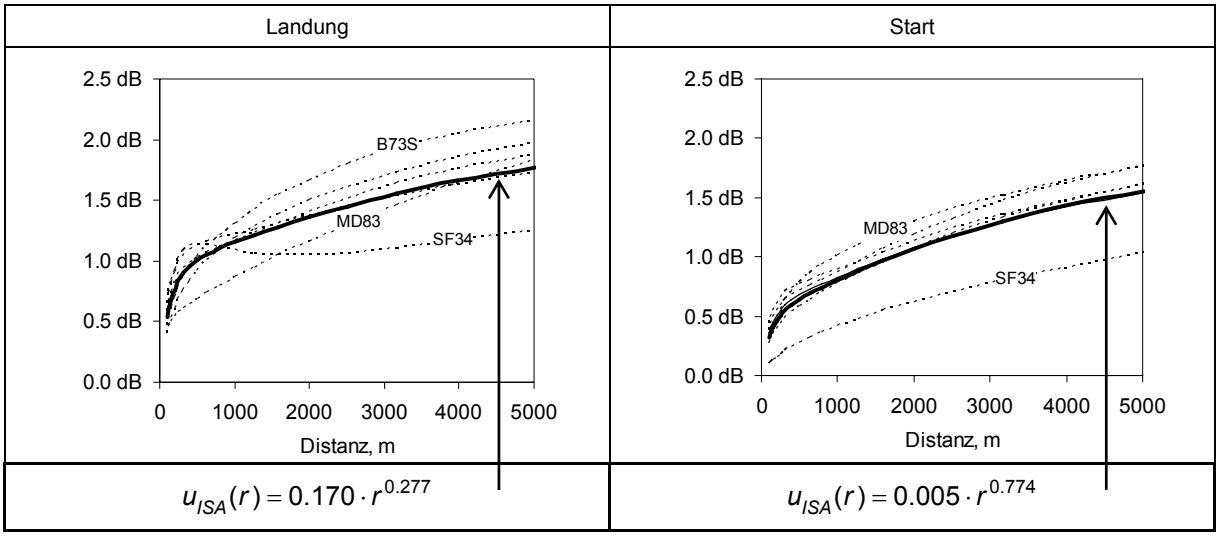


Fig. 4-12 Beitrag an die Unsicherheit der A-bewerteten Luftdämpfung, der sich wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen ergibt.

Aus den ermittelten Pegeldifferenzen lässt sich aber die Unsicherheit abschätzen, die sich wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen ergibt. Sie wird mit u_{ISA} bezeichnet. Sie ist wie u_{spek} distanzabhängig und berechnet sich aus den Streuungen der Pegeldifferenzen. Das Verfahren zu ihrer Ermittlung wird in Anhang A13.2 kurz erklärt. Fig. 4-12 zeigt das Ergebnis. Auf eine separate Behandlung der sechs im Detail untersuchten Flugzeugtypen wird der Einfachheit halber verzichtet. Aus den verfügbaren Daten werden deshalb jeweils zwei für sämtliche Flugzeugtypen gültige Funktionsgleichungen bestimmt und nachfolgend angewendet. Sie sind in Fig. 4-12 unterhalb der Grafiken angegeben.

4.4.5. Unsicherheitsbeiträge der Zusatzdämpfung

Die Zusatzdämpfung wird in einer FLULA-Berechnung mittels einer empirischen Formel berücksichtigt (vgl. Kapitel 3.4.10, Eq. 3-11). Durch die partielle Ableitung dieser Funktion erhält man die in Eq. 4-12 aufgeführten Sensitivitätskoeffizienten $c_{add}(r)$ und $c_{add}(h)$:

Eq. 4-19 $$c_{add}(r) = \frac{\partial A_{add}}{\partial r} = BC \cdot e^{Cr}\left(1 + \frac{D \cdot h}{r}\right) - \frac{D\left(A + B \cdot e^{Cr}\right) \cdot h}{r^2}$$

Eq. 4-20 $$c_{add}(h) = \frac{\partial A_{add}}{\partial h} = \frac{D\left(A + B \cdot e^{Cr}\right)}{r}$$

wobei: $$A_{add} = \left(1 + D \cdot \frac{h}{r}\right) \cdot \left(A + B \cdot e^{C \cdot r}\right)$$

Eq. 4-19 und Eq. 4-20 berücksichtigen nur diejenigen Unsicherheitsbeiträge, welche sich wegen der Unsicherheit in der Distanz- und Höhenbestimmung ergeben. Darüber hinaus sollten im Zusammenhang mit der Zusatzdämpfung auch die Unsicherheiten wegen unterschiedlicher Ausbreitungsbedingungen untersucht und quantifiziert werden. Wie gut die empirische Funktion A_{add} diese abzubilden vermag, lässt sich nicht analytisch bestimmen sondern nur anhand von Messungen überprüfen.

Fig. 4-13 zeigt die Mittelwerte der Differenzen von berechneten und gemessenen Einzelereignissen in Funktion des Höhenwinkels β resp. der Distanz r. Es werden Berechnungen ohne (weisse Rhomben) und Berechnungen mit Zusatzdämpfung (schwarze Rhomben) durchgeführt und mit Messungen verglichen. Zur Beschreibung der Zusatzdämpfung wird der in FLULA2 implementierte Ansatz gemäss Eq. 3-11 verwendet.

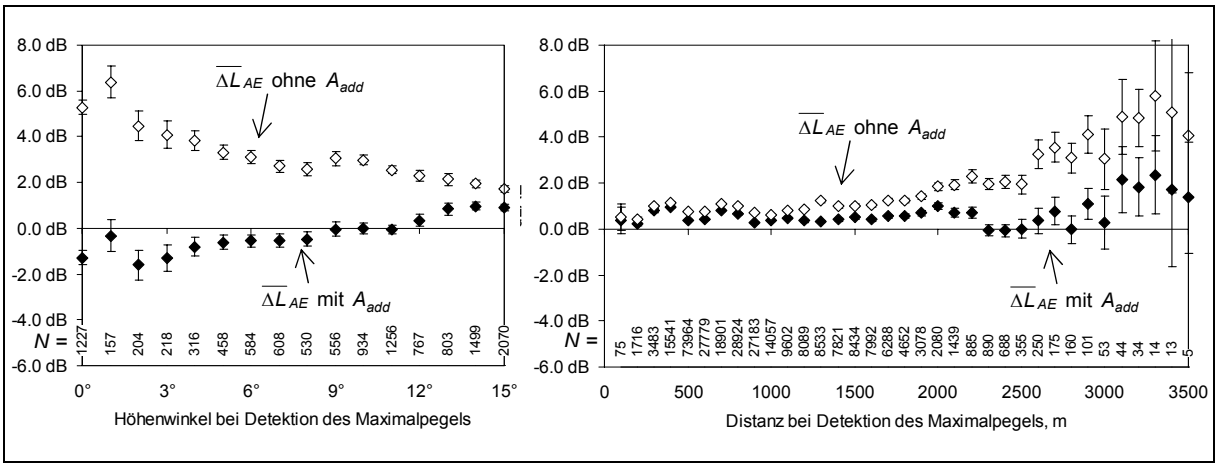


Fig. 4-13 Wirkung der Zusatzdämpfung in Abhängigkeit des Höhenwinkels β und der Distanz r bei Detektion des Maximalpegels; die Rhomben zeigen die Mittelwerte der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) mit und ohne FLULA-Zusatzdämpfung; die Fehlerbalken entsprechen dem *Standard Error SE* ($SE=SD/\sqrt{N}$); N ist die Anzahl Werte.

Das Teilbild links in Fig. 4-13 zeigt nur denjenigen Höhenwinkelbereich, wo die Zusatzdämpfung in der Modellberechnung nicht null ist ($\beta \leq 15°$). Darüber sollten gemäss Definition die weissen und schwarzen Rhomben deckungsgleich sein. Bei Maximalpegeln ist dies auch der Fall. Bei der Berechnung des Ereignispegels fliessen dagegen auch Pegelwerte ein, welche aus Bereichen mit niedrigen Höhenwinkeln stammen. Diese sind entsprechend „gedämpft" und reduzieren den resultierenden Ereignispegel, obwohl der Maximalpegel ausserhalb des Höhenwinkelbereichs von 0° bis 15° liegt. Bei einem generellen Ausschalten der Zusatzdämpfung liefern dagegen auch Emissionspunkte mit schleifendem Schalleinfall keine reduzierten Beiträge zum Ereignispegel, so dass die weissen Rhomben leicht über den schwarzen liegen müssen.

Der Vergleich mit den Messungen zeigt die Wirkung aber auch das Erfordernis der Zusatzdämpfung. Ohne Zusatzdämpfung würde die Berechnung massiv zu laut ausfallen (weisse Rhomben). Die in FLULA2 implementierte Formel scheint jedoch bei annähernd horizontalem Schalleinfall ($\beta \approx 0°$) etwas zu stark zu dämpfen. Grundsätzlich zeigt die Formel aber den gewünschten Effekt, indem sie die im Jahresmittel vorherrschenden hinderlichen Ausbreitungsbedingungen bei schleifendem Schalleinfall (linkes Teilbild in Fig. 4-13) als auch in Distanzen bis rund 3000 Meter (rechtes Teilbild) mit befriedigendem Resultat nachbildet.

Anhand der vorliegenden Daten lässt sich aber nicht entscheiden, ob die festgestellten Abweichungen zwischen Berechnung und Messung bei geringen Höhenwinkeln systematisch sind oder nicht. Sie streuen in einem Höhenwinkelbereich von 0° bis 15° mit rund 0.8 dB. Darüber beträgt die Streuung nur noch 0.3 dB. Zudem lässt sich keine oder eine nur geringe Distanzabhängigkeit feststellen. Aufgrund dieser Befunde wird die Unsicherheit wegen unterschiedlicher Ausbreitungsbedingungen bei Anwendung der FLULA2-Zusatzdämpfung auf pauschal 1 dB festgelegt. Sie wird mit u_{add} bezeichnet.

4.4.6. Gesamtunsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge

Aufgrund der Ausführungen in den Kapiteln 4.4.4 und 4.4.5 muss die Funktionsgleichung Eq. 4-12 zur Berechnung der Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung wie folgt ergänzt werden:

Eq. 4-21 $$u_{att}^2(r,h) = u_{geo}^2(r,h) + u_{meto}^2(r)$$

mit: $$u_{geo}^2(r,h) = \left(c_{div}(r) + c_{atm}(r) + c_{add}(r)\right)^2 \cdot u_r^2 + \left(c_{add}(h) \cdot u_h\right)^2$$

$$u_{meto}^2(r) = u_{atm}^2(r) + u_{add}^2 \quad \text{wobei:} \quad u_{atm}^2(r) = u_{spek}^2(r) + u_{ISA}^2(r)$$

Derjenige Beitrag, welcher sich wegen der Unsicherheit in der Distanz- und Höhenbestimmung ergibt, wird mit u_{geo} (geo: *geometric*) bezeichnet. Er berechnet sich aus den Sensitivitätskoeffizienten c_{div}, c_{atm} und c_{add} sowie den Unsicherheiten u_r und u_h. Die analytische Bestimmung dieser Grössen kann in den

Kapiteln 4.4.2 bis 4.4.5 nachgeschlagen werden. Die Unsicherheitsbeiträge wegen der Winkelabhängigkeit des Quellenspektrums u_{spek} und wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen u_{ISA} werden in Kapitel 4.4.4 hergeleitet und in Eq. 4-21 zu u_{atm} kombiniert. Die Unsicherheit der Zusatzdämpfung u_{add} wird pauschal mit 1 dB eingesetzt (vgl. Kapitel 4.4.5). Da sich sowohl u_{atm} als auch u_{add} auf meteorologische Effekte beziehen, werden sie in der Unsicherheit u_{meteo} zusammengefasst.

Wie Eq. 4-21 zeigt ist Standardunsicherheit der Ausbreitungsdämpfung distanzabhängig. Im Nahbereich ist sie sehr hoch und beträgt unterhalb von 300 Metern mehr als 3 dB, da hier die Unsicherheiten in der Distanz- und Höhenbestimmung durchs Radar dominieren. Deren Bedeutung klingt jedoch rasch ab, so dass die Unsicherheit in der Ausbreitungsdämpfung in Distanzen von 700 bis 800 Metern ein Minimum durchschreitet. Anschliessend steigt sie wieder an, da im Fernbereich die Unsicherheiten wegen meteorologischer Effekte bestimmend werden. Die Standardunsicherheit der Ausbreitungsdämpfung beträgt in einem Kilometer Entfernung je nach Flugzeugtyp und Flugoperation zwischen 1.5 und 2.4 dB und nimmt pro Kilometer um 0.2 bis 0.8 dB zu.

Fig. 4-14 zeigt den oben beschriebenen Sachverhalt am Beispiel der A320 beim Start. Im linken Teilbild sind die absoluten Unsicherheiten in Abhängigkeit der Distanz dargestellt. Das rechte Teilbild zeigt die Varianzanteile. Daraus ist ersichtlich, dass u_{meteo} von u_{atm} dominiert wird.

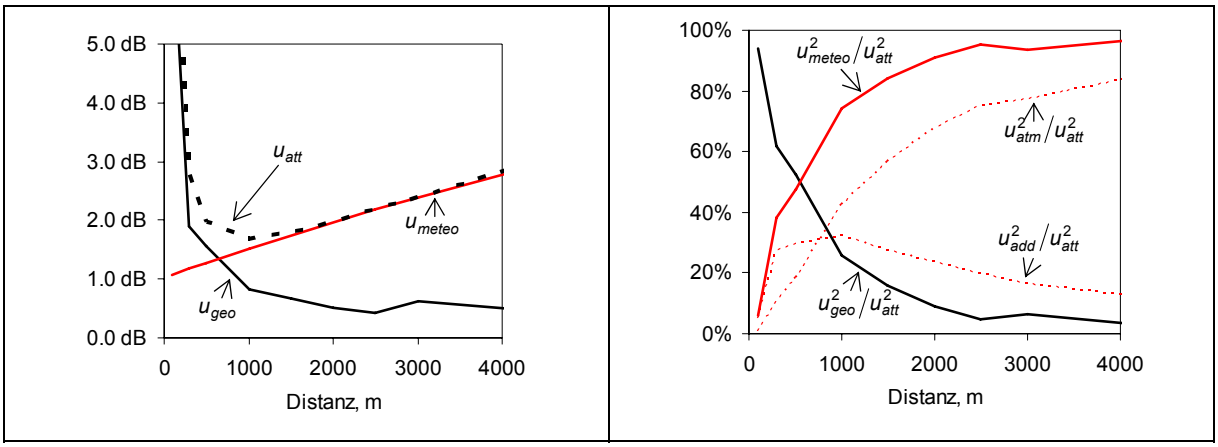


Fig. 4-14 Absolute Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge und Varianzanteile der Hauptunsicherheitskomponenten am Beispiel der A320 beim Start.

4.5. Modell zur Beschreibung der typenspezifischen Unsicherheiten

4.5.1. Modellüberlegungen

Eq. 4-21 ist wegen der vielen zu berücksichtigenden Grössen komplex und nicht einfach auf Modellrechnungen anwendbar. Deshalb wird ein einfacherer Ansatz zur Beschreibung der Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitung gesucht. Dabei ist auch die Unsicherheit des Flugzeugs als Schallquelle geeignet einzubinden, damit eine geschlossene Funktion entsteht, mit welcher sich eine flächendeckende Berechnung machen resp. die Unsicherheit des Ereignispegels typenspezifisch beschreiben lässt.

Wenn man die Gesamtunsicherheit der Ausbreitungsdämpfung in Abhängigkeit der Distanz betrachtet (Fig. 4-15), so stellt man fest, dass sie sich aus zwei Teilen zusammensetzt: Ein zur Distanz r reziproker Teil und ein mit der Distanz linear zunehmender Teil. Dies ergibt folgendes Modell zur Beschreibung der Unsicherheit in der Ausbreitungsdämpfung:

Eq. 4-22 $$u^2_{att,j}(r) \cong \left(\frac{coeff}{r}\right)^2 + \left(p_j \cdot r + q_j\right)^2$$

Der erste Summand entspricht u_{geo}. Der zweite fasst u_{atm} und u_{add} zusammen und wird zur Beschreibung der Unsicherheit wetterbedingter Effekte benutzt. Der Index j steht für einen bestimmten Flug-

zeugtyp. Die Koeffizienten *p* und *q* sind somit typenspezifisch. Sie sind in Anhang A17 getrennt für Starts und Landungen tabelliert. Die Konstante *coeff* hängt von der Unsicherheit in der Distanzmessung durchs Radar und von der Unsicherheit in der Höhenmessung ab. Sie wird approximativ mit 750 m·dB festgelegt.

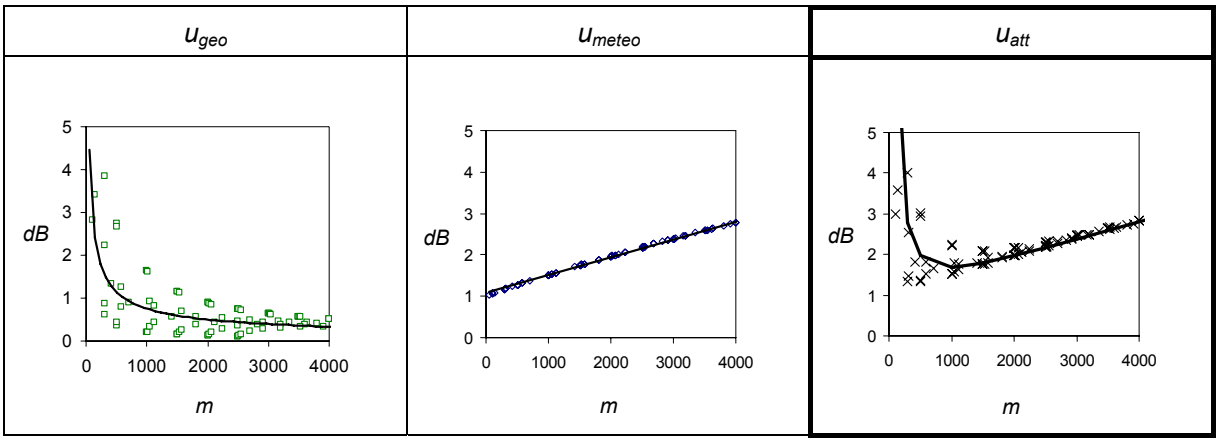


Fig. 4-15 Unsicherheitskomponenten der Ausbreitungsdämpfung in Funktion der Distanz.

Eq. 4-22 ist eine vereinfachte Schreibweise von Eq. 4-21 und soll primär die Berechnung der Unsicherheit von Gesamtbelastungen erleichtern. Sie lässt sich durch die Quellenunsicherheit erweitern, indem ein neuer Summand eingeführt wird. Somit kann man die Gesamtunsicherheit des Ereignispegels für jedes Referenzflugzeug wie folgt beschreiben:

Eq. 4-23 $$u_{L,j}^2(r) = C_j^2 + u_{att,j}^2(r) = C_j^2 + \left(\frac{coeff}{r}\right)^2 + \left(p_j \cdot r + q_j\right)^2$$

Die Konstante C_j ist in Anhang A17 tabelliert. Dort werden zwei Konstanten aufgeführt: $C1_j$ für ungewichtete und $C2_j$ für gewichtete Quellenunsicherheiten. Letztere berücksichtigt die Auftretenshäufigkeit zugeordneter Flugzeug- und Triebwerktypen (vgl. Kapitel 4.3.3 und Kapitel 4.3.8). Weiss man nichts über die Zusammensetzung der Flugzeugflotte, so muss *C1* in Eq. 4-23 eingesetzt werden. Die Berücksichtigung der Quellenunsicherheit hebt die Kurve der distanzabhängigen Ausbreitungsunsicherheit an. Fig. 4-16 zeigt diesen Zusammenhang:

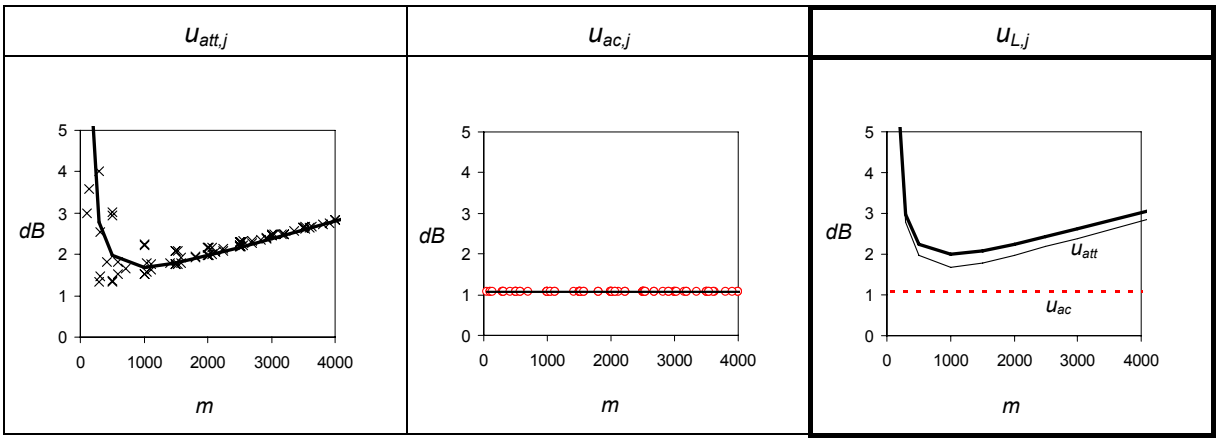


Fig. 4-16 Modell der typenspezifischen Unsicherheit in Funktion der Distanz.

Je geringer die Quellenunsicherheit, desto ausgeprägter ist die Distanzabhängigkeit. Die Grafiken von Fig. 4-17 illustrieren diesen Effekt am Beispiel dreier verschiedener Flugzeugtypen bei der Landung. Zusätzlich verändert sich je nach Flugzeugtyp und Flugzustand die Bedeutung von Quellen- und Ausbreitungsteil, was anhand der Varianzanteile in Fig. 4-18 ersichtlich wird.

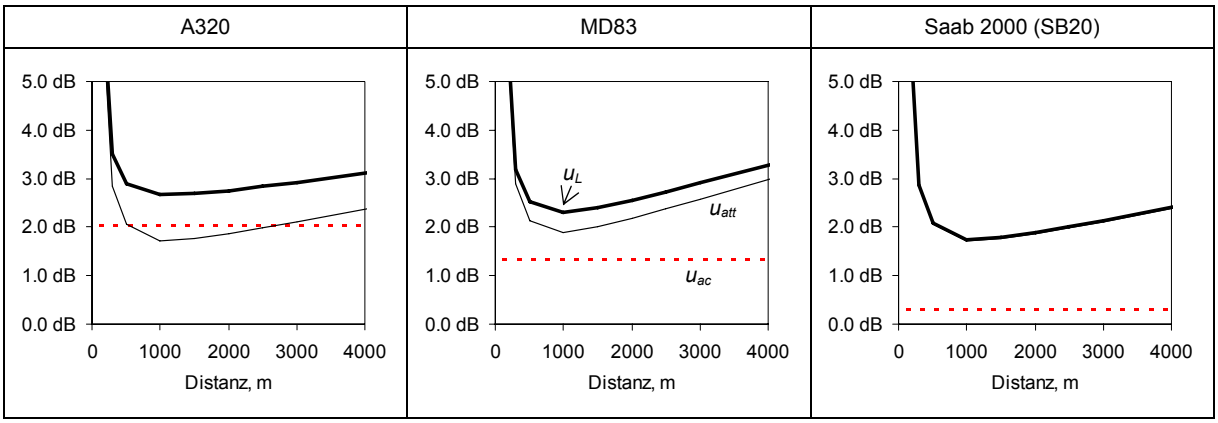


Fig. 4-17 Wirkung der Unsicherheit im Quellenteil (rote, gestrichelte Linien) und im Ausbreitungsteil (schwarze, fein ausgezogene Linien) auf die Gesamtunsicherheit der Modellrechnung u_L.

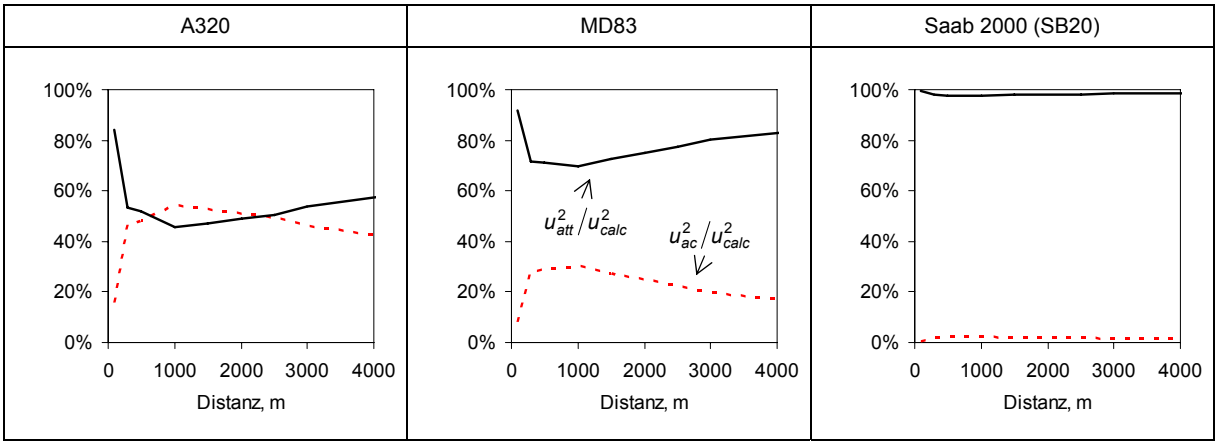


Fig. 4-18 Anteile der Quelle (rote, gestrichelte Linien) und der Ausbreitung (schwarze, fein ausgezogene Linien) an der kombinierten Varianz.

4.5.2. Anwendung des Modells auf Gesamtbelastungen

Die typenspezifischen Unsicherheiten lassen sich auf berechnete Gesamtbelastungen anwenden, indem sie auf der Basis der Energien nach Massgabe der Bewegungszahl und der Flottenzusammensetzung gewichtet werden (vgl. nachfolgende Berechnungsvorschrift). Wie in Kapitel 3.5 beschrieben, werden in der Simulation mittlere Ereignispegel pro Typ und Route berechnet und in Form von Belastungsmatrizen[21] elektronisch abgespeichert. Die Ereignispegel resp. ihre entlogarithmierten Werte werden dann unter Berücksichtigung der effektiven Bewegungszahlen gewichtet und zur Gesamtbelastung aufsummiert. Die Berechnungsvorschrift ist in Eq. 3-14 gegeben. Wendet man das Fehlerfortpflanzungsgesetz auf diese an, ergibt sich folgende Formel zur Berechnung der Standardunsicherheit des Mittelungspegels:

Eq. 4-24
$$u_{L_{eq}}^2 = u_{\mathrm{mod}}^2 + u_{prog}^2 = \frac{\sum_k \sum_j \left(u_{jk} \cdot N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}{\left(\sum_k \sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2} + \left(\frac{10}{\ln 10} \right)^2 \cdot \frac{\sum_k \sum_j \left(u_{N_{jk}} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}{\left(\sum_k \sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}$$

j: Index für Typ; *k:*Index für Route; *N*: Faktor, welcher die Anzahl Bewegungen je Typ und Route berücksichtigt

Die erste Unsicherheitskomponente u_{mod} gibt die Höhe der durch die Quellenbeschreibung und die Ausbreitungsvorgänge verursachten Unsicherheiten im Mittelungspegel an. Sie ergibt sich aus den

[21] Der Begriff Belastungsmatrix wird in Kapitel 3.5.4 erklärt.

typenspezifischen Unsicherheiten u_{jk}, welche entsprechend ihrer energetischen Bedeutung gewichtet werden. Die zweite Unsicherheitskomponente u_{prog} bildet die Unsicherheiten in den Bewegungszahlen ab. Sie ist nur für Prognosen relevant und kann bei realen Betriebsszenarien weggelassen werden.

u_{jk} steht für die Unsicherheit des mittleren Ereignispegels für einen bestimmten Typ auf einer vorgegebenen Route. Je mehr reale Radarflugbahnen nun in die Berechnung des typen- und routenspezifischen Ereignispegels einfliessen, umso geringer wird die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung. Entsprechend wird sich auch die Unsicherheit der mittleren Ereignispegel reduzieren. Sie kann jedoch nicht kleiner werden als die Quellenunsicherheit.

Die Bestimmung von u_{jk} muss deshalb zweistufig erfolgen: In einer ersten Stufe muss für jedes Referenzflugzeug auf einer beliebigen Route die mittlere Unsicherheit in der Ausbreitungsdämpfung $u_{att,jk}$ bestimmt werden. Dabei wird zuerst für jede ausgewählte Flugbahn u_{att} unter Anwendung von Eq. 4-22 berechnet. Zu deren Bestimmung wird in Eq. 4-22 die Distanz eingesetzt, bei welcher der Maximalpegel auftritt. Anschliessend werden sämtliche flugbahnbezogenen Unsicherheiten entsprechend der Energie des Einzelflugs nach dem Prinzip von Eq. 4-24 wie folgt gewichtet:

Eq. 4-25
$$u_{att,jk}^2 = \frac{\sum_i^n \left(u_{att,jki}(r) \cdot 10^{0.1 \cdot LAE_{jki}} \right)^2}{\left(\sum_i^n 10^{0.1 \cdot LAE_{jki}} \right)^2}$$

Eq. 4-25 liefert den Anteil der Ausbreitung an der Gesamtvarianz einer Belastungsmatrix. Dabei spielt es keine Rolle, ob mit idealisierten Flugbahnen oder Radardaten gearbeitet wird. Je mehr Flugbahnen pro Typ und Route in die Berechnung einfliessen, umso geringer wird die Unsicherheit der routenspezifischen Ausbreitungsdämpfung $u_{att,jk}$.

In einer zweiten Stufe wird nun der Varianzanteil der Quelle dazu gezählt, worauf man die in Eq. 4-24 benutzte Standardunsicherheit des mittleren Ereignispegels erhält:

Eq. 4-26
$$u_{jk} = \sqrt{C_j^2 + u_{att,jk}^2}$$

4.6. Unsicherheit von realen Belastungszuständen

4.6.1. Darstellungsformen

Bei der Quantifizierung der Unsicherheiten von Gesamtbelastungen muss unterschieden werden zwischen realen Betriebsszenarien und Prognosen über zukünftige Betriebszustände. In der Schweiz muss man zusätzlich zwischen Tages- und Nachtbelastungen unterscheiden. Unabhängig vom Betriebsszenario und von der Tageszeit werden die Unsicherheiten wie folgt dargestellt:

- Als Karten, auf denen für ausgewählte Belastungsniveaus die Bereiche der erweiterten Unsicherheit (im Sinne eines 95%-Vertrauensintervalls) eingezeichnet sind.
- Als punktgenaue Berechnungen für die Standorte ausgewählter Monitoringstationen.

Kartendarstellungen der Unsicherheiten lassen sich sowohl für reale als auch prognostizierte Betriebsszenarien erstellen. Mit Hilfe der Karten soll aufgezeigt werden, ob die in Kapitel 3.9 gemachte Vorgabe, wonach bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen die erweiterte Unsicherheit weniger als 2.5 dB betragen soll, auch wirklich eingehalten werden kann. Deshalb werden auf den Karten nur diejenigen Belastungsniveaus dargestellt, welche einem Belastungsgrenzwert nach Schweizer Recht entsprechen.

Anhand punktgenauer Berechnungen wird die zweite Vorgabe geprüft. Dabei wird untersucht, ob die Abweichungen zwischen Berechnungen und Messungen unter Berücksichtigung der Berechnungs- und Messunsicherheiten im statistischen Sinne signifikant sind oder nicht, und ob sich Berechnungen zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen grundsätzlich eignen. Deshalb müssen an den Messstandorten neben den berechneten Belastungswerten auch ihre Unsicherheiten bekannt sein.

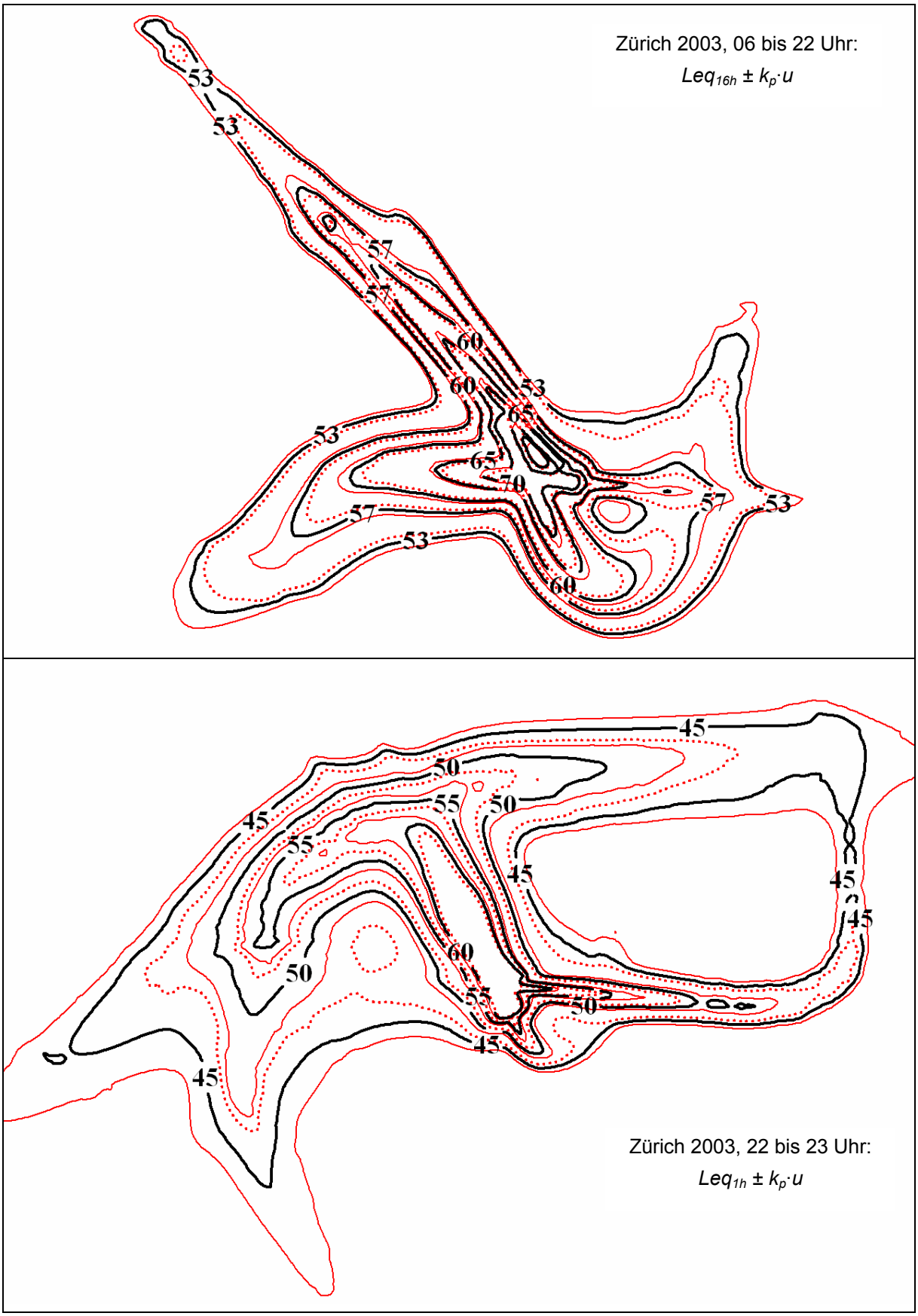


Fig. 4-19 Flughafen Zürich: Tages- und Nachtbelastung inklusive des erweiterten Unsicherheitsbereichs (k_p=2; p=95%) unter Verwendung der ungewichteten Quellenunsicherheiten.

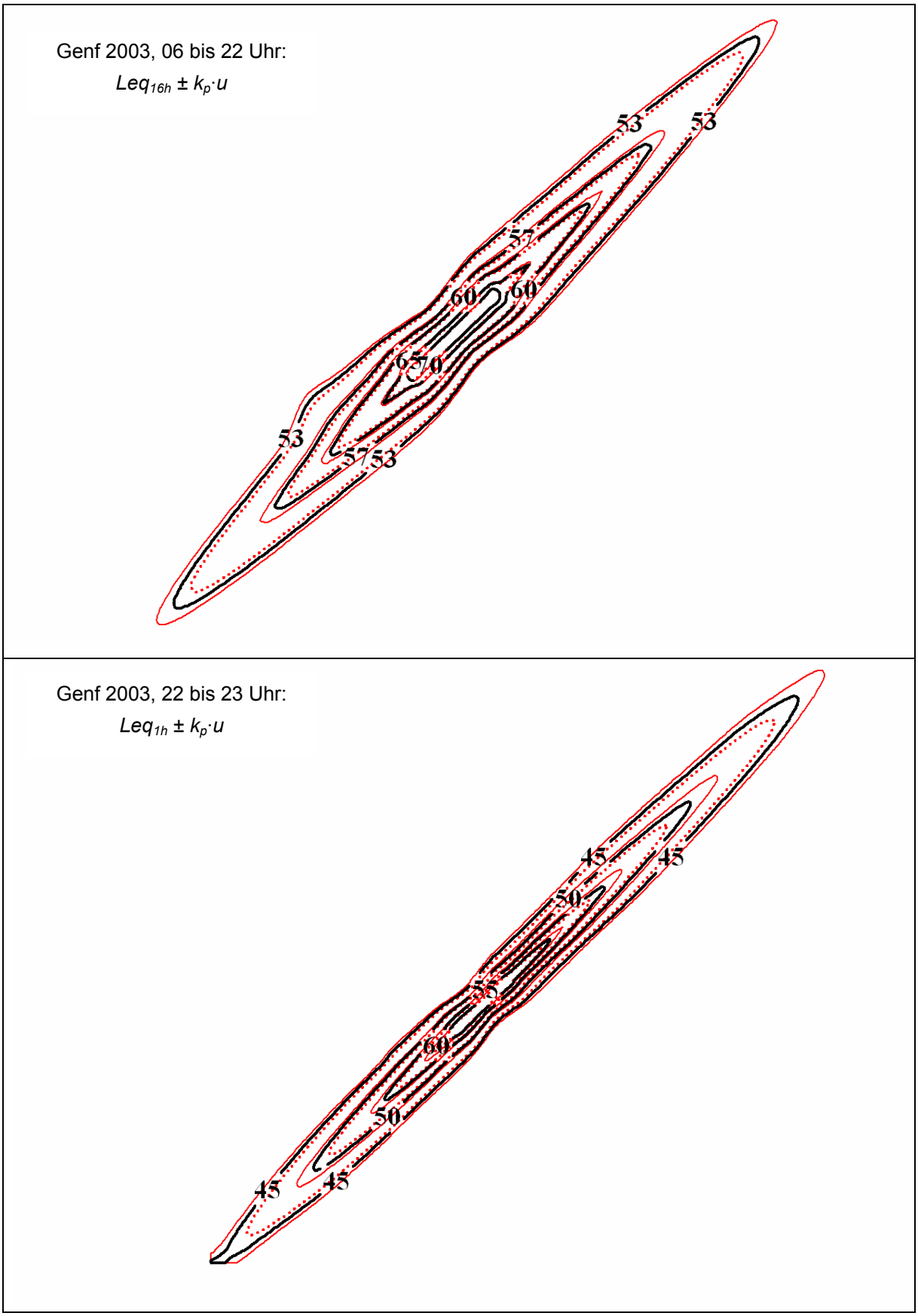


Fig. 4-20 Flughafen Genf: Tages- und Nachtbelastung inklusive des erweiterten Unsicherheitsbereichs (k_p=2; p=95%) unter Verwendung der ungewichteten Quellenunsicherheiten.

4.6.2. Kartografische Darstellungen und punktgenaue Berechnungen

In Fig. 4-19 und Fig. 4-20 werden Belastungsberechnungen für Zürich und Genf gezeigt, die neben den Kurven gleicher Mittelungspegel zusätzlich ihre Unsicherheitsbereiche enthalten. Sie werden unter Anwendung des in Kapitel 4.5.2 beschriebenen Vorgehens berechnet. In den Karten sind nur die Niveaulinien dargestellt, welche einem Belastungsgrenzwert nach Schweizer Recht entsprechen (vgl. dazu Anhang A1).

Die rot ausgezogenen Linien markieren den äusseren Rand, die rot gepunkteten Linien den inneren Rand der Unsicherheitsbereiche. Die Linien zeigen die erweiterten Unsicherheiten gemäss Eq. 3-18. Es werden die ungewichteten Unsicherheiten mit einem Erweiterungsfaktor k_p von 2 angewendet, was einem Konfidenzniveau von 95% entspricht. Die äussere rot ausgezogene Linie der Unsicherheitsbereiche entsprechen den Belastungswerten, wenn die Unsicherheiten, wie in Kaptitel 3.9.2 vorgeschlagen, als Vorhaltemass verwendet werden. Als Ergänzung zu Fig. 4-19 und Fig. 4-20 werden im Anhang A25 die Kurven gleicher Unsicherheiten kartografisch dargestellt.

Wegen der nach Schweizer Gesetzgebung tageszeitlich unterschiedlichen Berechnungs- und Beurteilungsvorschriften werden die Unsicherheiten getrennt für die Tagesbelastung von 06 bis 22 Uhr und exemplarisch für die erste Nachtstunde von 22 bis 23 Uhr ausgewiesen. Die Kartendarstellungen zeigen, dass die erweiterten Unsicherheiten sowohl am Tag als auch in der Nacht die in Kapitel 3.9.3 gemachte Vorgabe einer maximal zulässigen Unsicherheit von 2.5 dB überall einhalten können, denn keine der eingezeichneten roten Bereiche überschneiden sich.

In der Nacht kommen sie sich jedoch teilweise sehr nahe. Davon betroffen sind hauptsächlich Regionen mit wenig Flugbewegungen, denn je weniger Flugzeuge berücksichtigt werden müssen und je höher die typenspezifischen Unsicherheiten sind, umso höher fällt die Unsicherheit des Mittelungspegels aus. Zudem wird bei Immissionsorten in geringen sowie grossen Entfernungen zu den Flugbahnkorridoren je nach Höhe der Quellenunsicherheiten die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung eine entscheidende Rolle spielen. Diese Effekte zeigen sich einerseits in der flächendeckenden Darstellung der Unsicherheiten und lassen sich andererseits anhand der punktgenauen Berechnungen an den Monitoringstandorten quantitativ belegen. Gemäss der Zusammenstellung in Tab. 4-5 halbiert sich die erweiterte Unsicherheit des Mittelungspegels am Tag im Vergleich zur ersten Nachtstunde beinahe. Der Grund dafür ist hauptsächlich die hohe Dichte an Flugbewegungen.

Tab. 4-5 Mittelungspegel und dessen erweiterte Unsicherheit für ausgewählte Messstandorte (Angaben in dB).

Zürich 2003

Station	06 bis 22 Uhr			22 bis 23 Uhr		
	Leq$_{16h}$	$\breve{U}$	***U***	***Leq$_{1h}$***	$\breve{U}$	***U***
NMT1	**66.1**	(0.3)	**(0.6)**	**50.6**	(0.6)	**(1.2)**
NMT5	**59.3**	(0.3)	**(0.7)**	**58.2**	(0.6)	**(1.3)**
NMT6	**65.6**	(0.8)	**(1.1)**	**53.7**	(0.8)	**(1.6)**
NMT7	**56.4**	(0.6)	**(0.9)**	**43.2**	(0.7)	**(1.4)**
NMT8	**57.7**	(0.3)	**(0.6)**	**42.1**	(0.8)	**(1.5)**

Genf 2003

Station	06 bis 22 Uhr			22 bis 23 Uhr		
	Leq$_{16h}$	$\breve{U}$	***U***	***Leq$_{1h}$***	$\breve{U}$	***U***
NMT03	**59.9**	(0.4)	**(0.6)**	**53.1**	(0.4)	**(0.8)**
NMT05	**63.2**	(0.2)	**(0.6)**	**59.8**	(0.4)	**(1.0)**
NMT06	**60.1**	(0.4)	**(0.6)**	**54.9**	(0.4)	**(1.0)**
NMT10	**58.9**	(0.2)	**(0.6)**	**55.4**	(0.6)	**(1.2)**
NMT11	**58.7**	(0.2)	**(0.6)**	**56.4**	(0.6)	**(1.2)**

U: Erweiterte Unsicherheit (k_p=2) des Mittelwerts unter Berücksichtigung der ungewichteten Quellenstandardunsicherheiten.

$\breve{U}$: Erweiterte Unsicherheit (k_p=2) des Mittelwerts unter Berücksichtigung der gewichteten Quellenstandardunsicherheiten.

Wie Fig. 4-21 zeigt, werden am Tag die Unsicherheiten von Gesamtbelastungen zu mehr als 80% von der Unsicherheit in der Beschreibung des Flugzeugs als akustische Schallquelle bestimmt. Dies gilt jedoch nur bei Anwendung der ungewichteten Quellenunsicherheiten (oberes Diagramm von Fig. 4-21). Werden die gewichteten Quellenunsicherheiten verwendet, so gewinnt die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung an Bedeutung. Sie kann je nach Station bis zu 70% der Fehlervarianz betragen. (Die Lage der Monitoringstandorte ist aus den Karten in Anhang A18.1 ersichtlich).

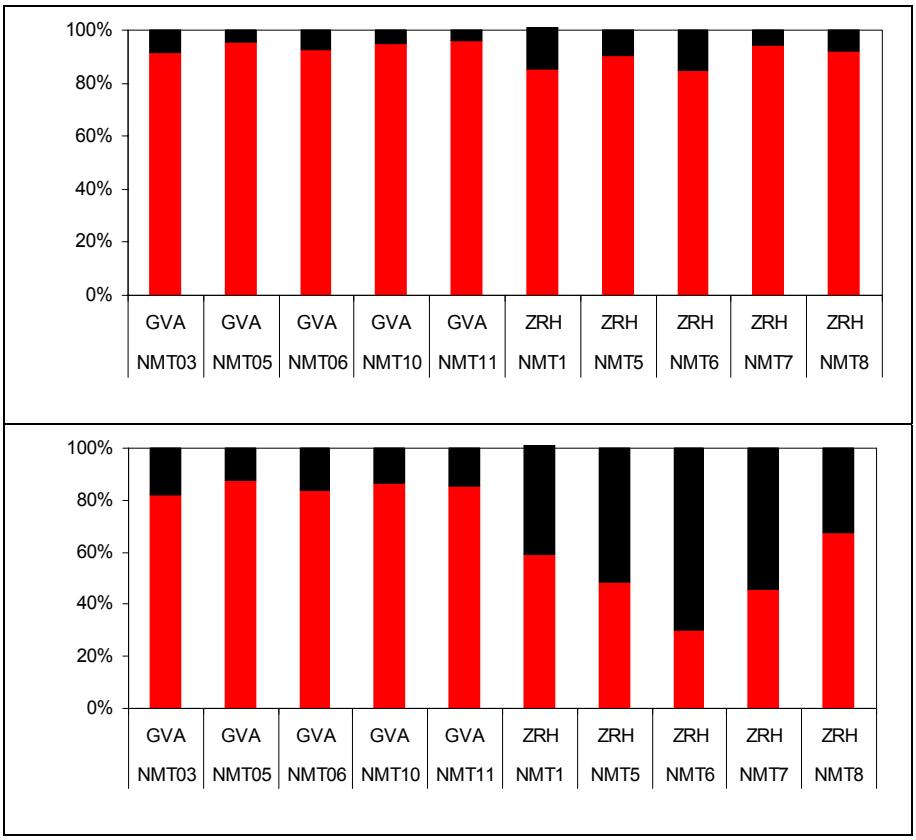


Fig. 4-21 Anteile der Ausbreitung (schwarze Säulen) und der Quelle (rote Säulen) an der kombinierten Varianz des Tagesmittelungspegels von realen Belastungszuständen an ausgewählten Messstandorten in Genf (GVA) und Zürich (ZRH); die obere Grafik zeigt die Varianzanteile unter Verwendung der ungewichteten, die untere Grafik diejenigen unter Verwendung der gewichteten Quellenunsicherheiten.

4.7. Unsicherheit von Prognoseberechnungen

4.7.1. Vorbemerkung

In Prognoseberechnungen sollten neben den rein modellbedingten Unsicherheiten zusätzlich folgende Unsicherheitskomponenten berücksichtigen:

- Unsicherheit in Lage und Verlauf neuer oder geänderter Flugrouten.
- Unsicherheit in der prognostizierten Flugzeugflotte.
- Unsicherheit in den zukünftigen Flugverfahren.
- Unsicherheit in der Anzahl Flugbewegungen.

Die Einflüsse dieser vier Komponenten auf die Unsicherheit des Mittelungspegels werden nachfolgend diskutiert. Die Unsicherheit in der prognostizierten Flugzeugflotte und die Unsicherheit in den zukünftigen Flugverfahren werden anhand von Erfahrungswerten abgeschätzt. Die Unsicherheit in der Anzahl Flugbewegungen wird dagegen analytisch bestimmt. Die Unsicherheit in der Modellierung von neuen oder geänderten Flugbahnen wird mittels Radaraufzeichnungen untersucht, indem verschiedene Simulationen gemacht und miteinander verglichen werden. Die Simulationen verwenden Radardaten oder idealisierte Flugbahnen. Damit soll aufgezeigt werden, wie gut reale Flugbahnstreuungen mittels idealisierter Flugbahnen abgebildet werden können und mit welchen Abweichungen gerechnet werden muss, wenn anstelle von Radardaten idealisierte Flugbahnen verwendet werden. Zudem wird die Streuung von Flugbahnen innerhalb eines Flugkorridors untersucht um abschätzen zu können, wie gross die Abweichungen zu einer hypthetischen Mittelspur in Abhängigkeit der Flugstrecke sind.

4.7.2. Unsicherheit in Lage und Verlauf neuer oder geänderter Flugrouten

In der Realität weichen Flugzeuge von einer vorgegebenen Streckenführung ab. Werden Radarflugbahnen in die Horizontalebene projiziert, so zeigt sich dies in einer Streuung der Flugbahnen um den Verlauf einer idealen Abflugstrecke. Ein Beispiel dafür ist in Fig. 4-22 gegeben. Es handelt sich um sämtliche Abflüge auf der Piste 16 in Zürich (Route F) von Airbusflugzeugen des Typs A320 während eines Jahres (*N*=1786). Man erkennt deutlich den Verlauf des Flugkorridors mit einer Ausweitung im Bereich des Kurvenflugs und anschliessender Bündelung, wobei dort einzelne Flüge stark vom idealen Flugweg abweichen.

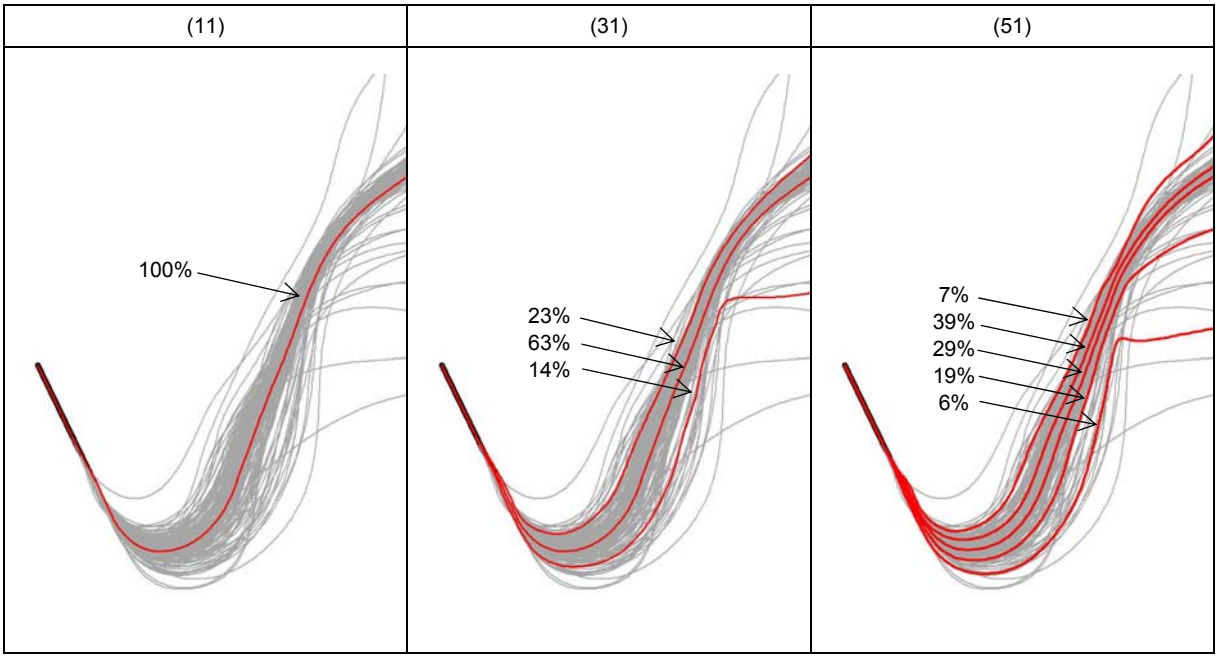


Fig. 4-22 Radaraufzeichnungen von Abflügen der A320 auf Piste 16 im Jahr 2003 (graue Linien) und Modellierung der Flugbahnstreuung mittels Aufteilung in Unterstrecken (rote Linien) mit Angabe der prozentualen Belegung dieser Unterstrecken: (11) Eine Flugbahn, bestehend aus einer Flugspur sowie einem mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsprofil; (31) drei Flugspuren und ein mittleres Profil; (51) fünf Flugspuren und ein Profil.

Reale Belastungszustände haben den Vorteil, dass durch Verwendung von Radardaten die Flugbahnstreuung bestmöglich abgebildet werden kann. Allfällige Unsicherheiten im Mittelungspegel beschränken sich auf die Unsicherheiten in der Distanz- und Höhenbestimmung durchs Radar resp. durch den Höhenmesser der Flugzeuge. Bei Prognosen dagegen sieht dies etwas anders aus. Diese basieren teilweise auf geänderten oder neuen An- und Abflugrouten. Neben dem idealen Routenverlauf müssen deshalb zusätzlich Annahmen über die Streuung der Flugwege um diese Ideallinie getroffen werden. In der Praxis werden dazu folgende zwei Varianten angewendet:

(A) Man legt drei Flugspuren in einen hypothetischen Abflugkorridor. Dabei nimmt man an, dass die Mittellinie am stärksten belegt wird. Sie erhält ein Gewicht von 68%. Die restlichen Flugbewegungen verteilen sich gleichmässig auf die beiden Kurven seitlich der Mittellinie mit einer Gewichtung von je 16%. Dieses einfache Verfahren wird beispielsweise von der Empa angewendet, wenn keine Radarflugbahnen zur Verfügung stehen.

(B) Die Verteilung der Flugbewegungen quer zum Korridor wird durch eine theoretische Verteilungsfunktion beschrieben. Die AzB enthält eine solche Funktion [6], [51].

Beide Varianten benötigen Angaben zur Lage und zur Ausdehnung der Flugkorridore, welche in Prognosen von den Flugsicherungsspezialisten erhoben werden müssen. Beide berücksichtigen die Flugbahnstreuung nach demselben methodischen Ansatz: Der Flugkorridor wird in verschiedene Unterstrecken unterteilt, die ein unterschiedliches Gewicht bezüglich Belegung erhalten. Zwischen den Verfahren besteht dagegen der Unterschied, dass die Unterstrecken verschieden gewichtet werden. Die Grafiken in Fig. 4-23 zeigen diesen Sachverhalt. Zum Vergleich und als Referenz ist zusätzlich

diejenige Verteilung aufgeführt, welche sich ergibt, wenn die Gewichtsfaktoren auf der Grundlage von Radardaten berechnet werden. Das Verfahren, wie Gewichtsfaktoren aus Radardaten berechnet werden können, wird in [31] beschrieben. Die entsprechenden Werte sind in Fig. 4-22 gegeben.

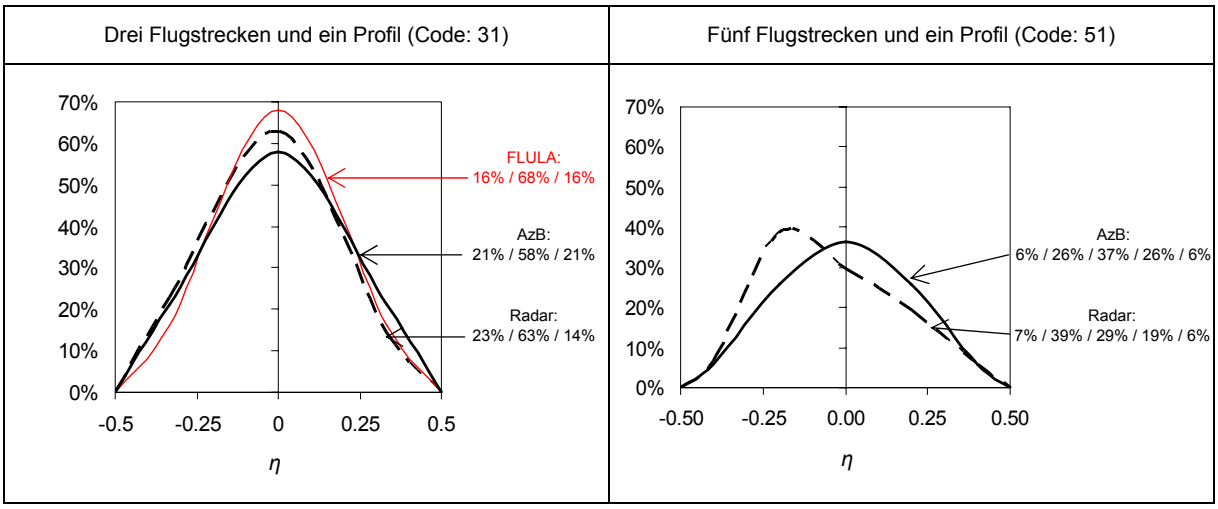


Fig. 4-23 Modellierung der Flugbahnstreuung. Verteilung der Flugbewegungen auf drei resp. fünf Flugstrecken nach verschiedenen Methoden; η entspricht der gemäss AzB mit der Korridorbreite normierten Längenkoordinate senkrecht zur Flugstrecke; es gilt: $-0.5 \leq \eta \leq +0.5$ [51].

Werden drei Flugstrecken eingesetzt, so sind die sich ergebenden Verteilungen sehr ähnlich (Fig. 4-23, Teilbild links). Ab fünf Unterstrecken zeigt sich dagegen bei den Gewichtsfaktoren aus den Radardaten eine deutliche Asymmetrie, welche für Kurvenflüge typisch ist. Diese asymmetrische Verteilung der Flugbewegungen lässt sich mittels einer Verteilungsfunktion, wie sie in der AzB verwendet wird, nur befriedigend, mittels des FLULA2-Ansatzes überhaupt nicht abbilden (vgl. Teilbild rechts).

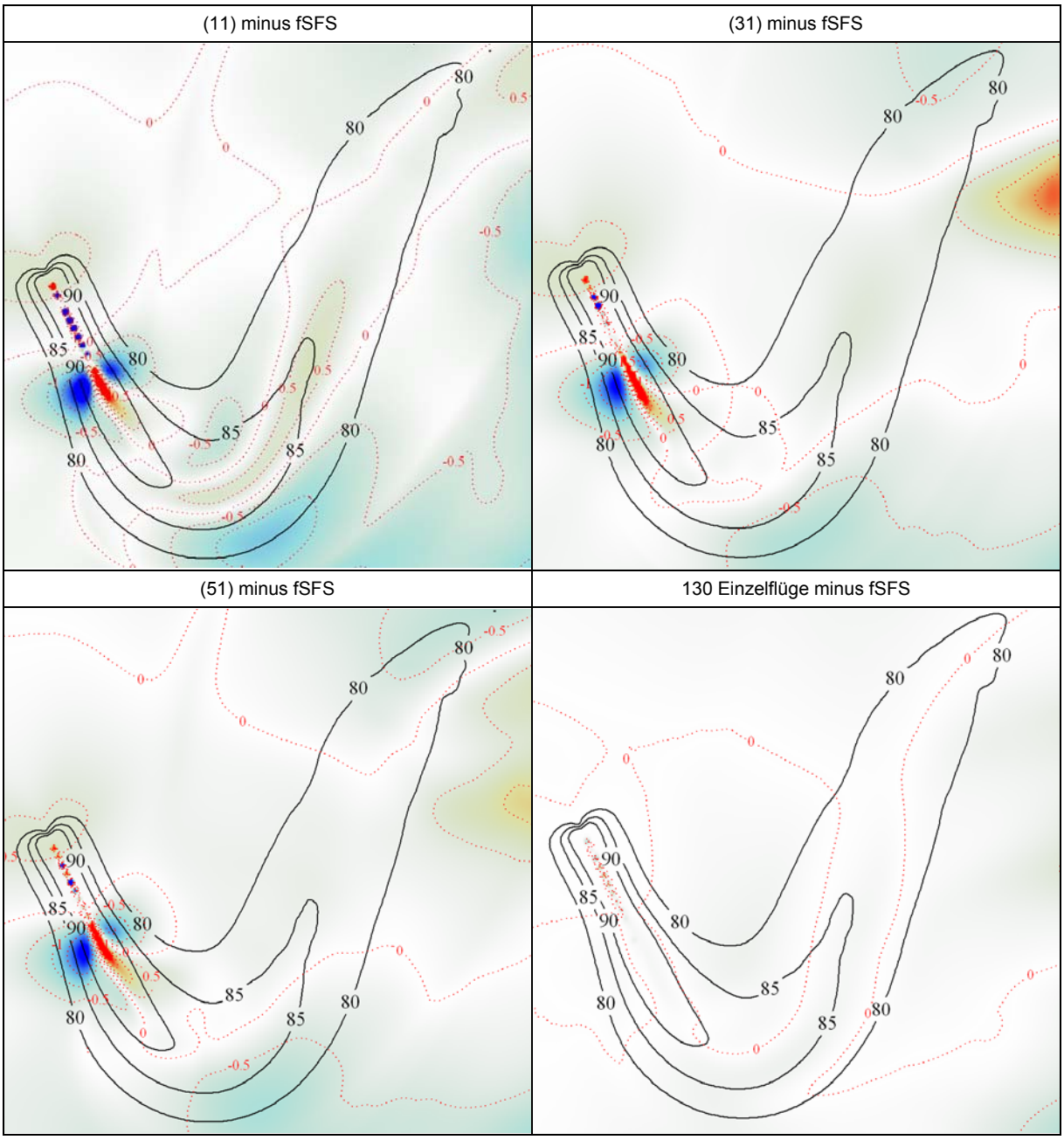
Nun stellt sich aber die Frage, welchen Einfluss eine unterschiedliche Anzahl Flugstrecken und eine abweichende Gewichtung der Unterstrecken auf den resultierenden Ereignispegel haben. Zuerst gilt es jedoch zu klären, ob reale Flugbahnstreuungen mittels idealisierter Flugbahnen überhaupt abgebildet werden können. Dazu werden mehrere Vergleichssimulationen durchgeführt, in denen die Anzahl der Flugspuren und die Anzahl der Höhenprofile je Flugspur variieren und mit einer Referenzbelastung verglichen werden. Als Referenz dient die Simulation unter Verwendung sämtlicher Flugbahnen während eines Jahres.

Fig. 4-24 enthält die wichtigsten Resultate der Vergleichssimulationen. Die Niveaulinien (schwarz) entsprechen der Referenzbelastung. Die Konturen (rot gepunktete Linien resp. Farbgradienten) zeigen die Abweichungen unter Verwendung der in den Grafiken von Fig. 4-22 dargestellten idealisierten Flugspuren und aufgeführten prozentualen Anteile. Die statistischen Angaben beziehen sich auf Gitterpunkte mit Pegelwerten grösser oder gleich 80 dB[22], wobei die Maschenweiten 100 Meter betragen.

Im Mittel ist die Abweichung zwischen idealisiertem Verfahren und Einzelflugsimulation null. Die Streuung der Pegeldifferenzen beträgt an den Gitterpunkten innerhalb der 80 dB Kurve rund 0.5 dB, unabhängig davon, ob eine, drei oder fünf Flugbahnen verwendet werden. Gerade im Kurvenflug zeigt sich jedoch die Wirkung mehrerer Flugbahnen. Bei Anwendung nur einer Flugbahn (Code: 11) kann definitionsgemäss keine Flugbahnstreuung modelliert werden. Es wechseln sich deshalb Gebiete mit Unter- resp. Überbewertung stetig ab.

Drei und mehr Flugbahnen zeigen dagegen in praktisch allen Regionen eine gute Übereinstimmung mit der vollständigen Simulation. Ausnahmen diesbezüglich bilden der äussere Korridorrand, der Bereich unmittelbar nach dem Abheben von der Piste sowie Gebiete in Flugdistanzen von mehr als 20 Kilometern, wo die Flugzeuge teilweise individuelle Flugpfade wählen (vgl. dazu auch die Radaraufzeichnungen der Starts ab Piste 16 in Fig. 4-22).

[22] 80 dB im Ereignispegel entsprechen etwa 40 dB im Tagesmittlungspegel.



	11 minus fSFS	31 minus fSFS	51 minus fSFS	130 minus fSFS
Mean:	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB
SD:	0.5 dB	0.5 dB	0.4 dB	0.1 dB
Max:	5.6 dB	5.3 dB	4.1 dB	0.2 dB
Min:	-2.4 dB	-2.1 dB	-2.1 dB	-0.2 dB

Fig. 4-24 Wirkung der Flugbahnstreuung am Beispiel Start A320 auf Piste 16 in Zürich im Jahre 2003 (Route F16); als Referenz wird die Simulation aller 1786 Einzelflüge verwendet (fSFS: *full Single Flight Simulation*).

(11) Eine Flugbahn bestehend aus einer Flugspur sowie einem mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsprofil.

(31) Drei Flugbahnen bestehend aus drei verschiedenen Flugspuren jedoch nur einem mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsprofil.

(51) Fünf Flugbahnen bestehend aus fünf verschiedenen Flugspuren jedoch nur einem mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsprofil.

Grundsätzlich lässt sich die Flugbahnstreuung gut mittels idealisierter Flugbahnen abbilden. Es muss jedoch lokal mit Streuungen in der Grössenordnung von 0.5 dB gerechnet werden. Die Abweichungen in der ersten Steigphase nach dem Start sind systematisch und lassen sich nur mittels einer genügenden Anzahl von individuellen Flugbahnen reduzieren. Die Abweichungen am äusseren Rand des Kurvenflugs liegen dagegen in der Grössenordnung der ermittelten Standardabweichung und können vernachlässigt werden. Die Pegelabweichungen in grösseren Flugdistanzen dagegen sind relevant und haben ihren Ursprung in einer sprunghaft ansteigenden Streuung der seitlichen Distanz und der Flughöhen bezüglich des idealen Flugwegs.

Fig. 4-25 zeigt diesen Sachverhalt in Funktion der abgewickelten Flugdistanz (nachfolgend als Weglänge λ bezeichnet) am Beispiel von Landungen (blaue Rhomben), von Starts mit anschliessendem Kurvenflug (gelbe Vierecke) und von Geradeausstarts (rote Kreise).

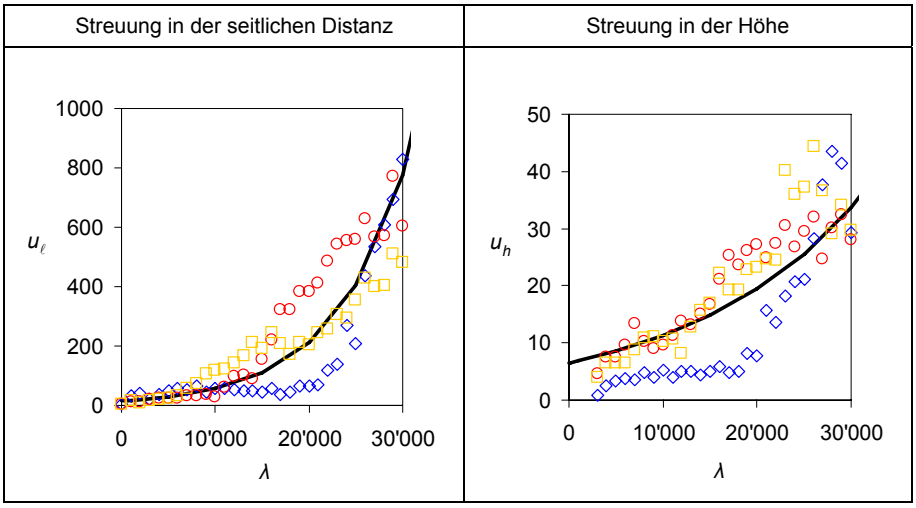


Fig. 4-25 Streuung von realen Flugbahnen bezüglich einer mittleren Flugbahn in Funktion der Weglänge λ (Angaben in Metern).[23]

Anhand der in Fig. 4-25 dargestellten Streuungen lässt sich folgender funktionaler Zusammenhang zwischen der abgewickelten Flugdistanz λ und der Standardunsicherheit in der seitlichen Distanz resp. in der Höhe herstellen:

Eq. 4-27
$$u_\ell(\lambda) = 15.7 \cdot e^{0.13 \cdot \lambda} \qquad \text{für } \lambda > 0, \text{ sonst } u_\ell(\lambda) = 0$$
$$u_h(\lambda) = 6.5 \cdot e^{0.06 \cdot \lambda} \qquad \text{für } \lambda > 0, \text{ sonst } u_h(\lambda) = 0$$

Es sind noch die Unsicherheiten wegen der Positionsbestimmung durchs Radar zu berücksichtigen, so dass für Prognoseberechnungen unter Benutzung von idealisierten Flugstrecken Eq. 4-14 und Eq. 4-16 wie folgt zu ergänzen sind:

Eq. 4-28
$$u_r(\lambda) = \frac{\sqrt{\ell^2 \cdot u_\ell^2(\lambda) + h^2 \cdot u_h^2(\lambda)}}{r} \qquad \text{für } \lambda > 0, \text{ sonst } u_r(\lambda) = u_r$$

mit:
$$u_\ell^2(\lambda) = u_\ell^2 + \left(15.7 \cdot e^{0.13 \cdot \lambda}\right)^2 \qquad \text{für } \lambda > 0, \text{ sonst } u_\ell(\lambda) = u_\ell$$
$$u_h^2(\lambda) = u_h^2 + \left(6.5 \cdot e^{0.06 \cdot \lambda}\right)^2 \qquad \text{für } \lambda > 0, \text{ sonst } u_h(\lambda) = u_h$$

und: $u_\ell = 133\text{m}$; $u_h = 27\text{m}$

[23] Die Datenpunkte der beiden Teilbilder in Fig. 4-25 werden erzeugt, indem aus Radardaten pro Weglängenklasse (Klassenbreite 1000 Meter) ein Mittelwert der Positionskoordinaten *X, Y* und *Z* und für jede dieser Koordinaten der mittlere Fehler (*SE*=*SD*/√*N*) bestimmt wird. Die *SE*-Werte der *X*- und *Y*-Koordinaten werden pro Weglängenklasse quadriert und anschliessend addiert. Die positive Quadratwurzel der jeweiligen Summen wird als Schätzung des mittleren Fehlers der seitlichen Distanz u_ℓ unter Verwendung von idealisierten Flugstrecken benutzt. Die u_ℓ werden in Funktion der Weglänge grafisch dargestellt (Teilbild links). Ebenso wird mit den *SE*-Werten der *Z*-Koordinate verfahren (Teilbild rechts). Durch die Datenpunkte des linken und rechten Teilbilds wird jeweils eine Exponentialfunktion gelegt (schwarze Linien resp. Eq. 4-27).

In Fig. 4-26 sind die ergänzten Höhen- und Distanzunsicherheiten dargestellt. Die Berücksichtigung der Flugbahnstreuung in Funktion der abgewickelten Flugdistanz bewirkt demnach einen sprunghaften Anstieg der Distanzunsicherheit in Weglängen ab 20 Kilometern. Hier befinden sich jedoch die Flugzeuge meist in Flughöhen über einem Kilometer, so dass sich die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung im Mittel um nur 0.5 dB erhöht.[24] Da die Flughöhen mit wachsender Flugdistanz ebenfalls zunehmen, bleibt der Wert von 0.5 dB praktisch konstant. Somit kann in Prognosen bis zu Weglängen von 30 Kilometern von einer Erhöhung in der Unsicherheit der Ausbreitungsrechnung von rund 0.5 dB ausgegangen werden, sofern anstelle von Radardaten idealisierte Flugbahnen verwendet werden. Ab Weglängen von 40 Kilometern dagegen muss man mit einer Zunahme der Unsicherheit in der Grössenordnung von 2 dB rechnen.

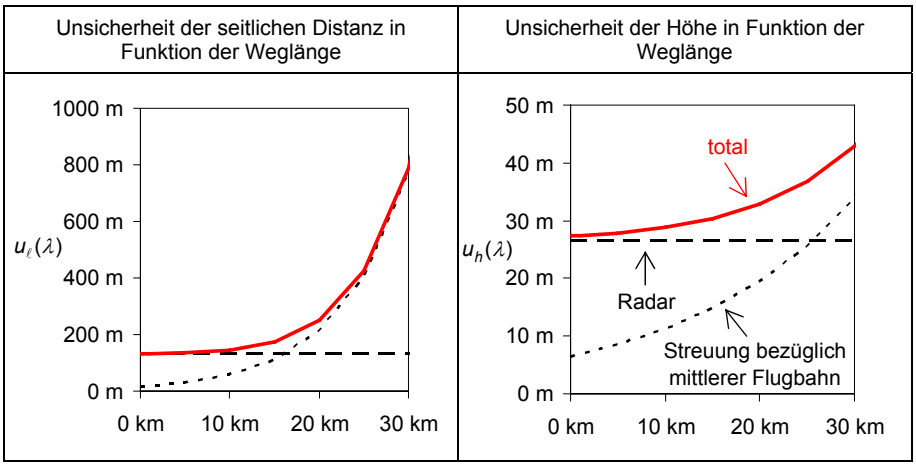


Fig. 4-26 Unsicherheit in der seitlichen Distanz und in der Höhe in Funktion der Weglänge λ unter Verwendung von idealisierten Flugbahnen.

4.7.3. Unsicherheit in der prognostizierten Flotte

Eines der grössten Probleme in Prognosen ist die Beschreibung einer zukünftigen Flotte. Meist werden in Bewegungsstatistiken von Prognosen Flugzeuge aufgeführt, die sich in der Planungs- oder Entwicklungsphase befinden und über die in der Regel keine Angaben zu den akustischen Eigenschaften bestehen. Man behilft sich damit, dass entweder der neue Typ einem Referenzflugzeug zugeordnet oder für ihn ein neuer Quellenwert erstellt wird. In beiden Fällen muss man sich Gedanken über die Unsicherheit machen. Im Falle der akustischen Zuordnung wird man unter Umständen u_{as} vom Referenzflugzeug erhöhen müssen. Wird dagegen anhand theoretischer Überlegungen eine neue Quellenrichtcharakteristik erstellt, so muss für diese eine Quellenunsicherheit u_{sour} und eine Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung u_{eng} geschätzt werden. Wie sich diese Anpassungen auf die Unsicherheit des Mittelungspegels schliesslich auswirken, hängt aber stark davon ab, wie hoch der Anteil der neuen Flugzeuge an der gesamten Schallenergie ist. Aus Erfahrung ist sie meist gering. Deshalb darf man annehmen, dass die Unsicherheit einer prognostizierten Flotte grösstenteils durch die typenspezifischen Unsicherheiten von Kapitel 4.5 abgedeckt ist. Da in der Regel die innere Struktur einer zukünftigen Flotte unbekannt ist, d.h. man weiss nicht, welche Flugzeugtypen in welcher Anzahl den einzelnen Referenzflugzeugen zugeordnet werden, dürfen zur Abschätzung der Unsicherheit von berechneten Belastungsprognosen nur die ungewichteten *C1*-Werte eingesetzt werden.

4.7.4. Unsicherheit in den zukünftigen Flugverfahren

Wie bereits mehrfach beschrieben, stehen für einige Flugzeugtypen zur Modellierung der Leistungssetzung zwei unterschiedliche Richtcharakteristiken zur Verfügung: Eine Richtcharakteristik für hohe und eine für mittlere Startleistung. Die Einteilung in hohe und mittlere Startleistung erfolgt mittels des Verhältnisses von effektivem zu maximalem Abfluggewicht. Bei Prognoseberechnungen sind jedoch keine Angaben zu den effektiven Abfluggewichten verfügbar. In der Regel behilft man sich damit, dass

[24] Eq. 4-28 eingesetzt in Eq. 4-21.

beispielsweise Langstreckenflugzeuge auf den langen Pisten meist ein hohes Abfluggewicht haben und deshalb mit hoher Leistung starten müssen. Die Leistungssetzung wirkt sich bei heute üblichen Flugverfahren nur bis Flugdistanzen zwischen 5 und 6 Kilometern aus, denn in diesen Distanzen wird eine Flughöhe von ca. 450 Metern erreicht, wo meist eine Reduktion der Schubleistung (*cut back*) erfolgt. Danach weist derselbe Flugzeugtyp unabhängig von der gesetzten Startleistung praktisch ein identisches Schubniveau auf, was in der Simulation berücksichtigt wird. Die Unsicherheit in der Leistungssetzung wegen fehlenden Angaben zum Abfluggewicht beschränkt sich somit auf die ersten fünf bis sechs Flugkilometer, sofern in der Prognose die Höhen- und Geschwindigkeitsprofile einigermassen realistisch abgebildet werden können. Eine Quantifizierung der Unsicherheit ist jedoch kaum möglich, da die Grössenordnung stark von den Annahmen über die zukünftigen Flugverfahren abhängt. Eine Unsicherheitsabschätzung muss deshalb fallweise erfolgen. Unter Umständen wird sie bereits durch die typenspezifischen Unsicherheiten abgedeckt und kann deshalb vernachlässigt werden.

4.7.5. Unsicherheit in der Anzahl Flugbewegungen

Prognosen beruhen auf Schätzungen über das zu erwartende Verkehrsaufkommen in einem bestimmten Stichjahr. Dabei handelt es sich in der Regel um eine Gesamtmenge der zu erwartenden Anzahl Flugbewegungen. Diese Zahl ist mit einer bestimmten Unsicherheit behaftet, die nachfolgend mit u_N bezeichnet wird. Wird u_N durch die Anzahl Flugbewegungen N dividiert, so erhält man die relative Unsicherheit p. Sie gibt an, mit welchen prozentualen Abweichungen in den prognostizierten Bewegungszahlen gerechnet werden muss:

Eq. 4-29 $$p = \frac{u_N}{N}$$

Die globalen Angaben zum Verkehrsaufkommen werden auf die Flotte übertragen, indem allen am Prognoseflugverkehr teilnehmenden Flugzeugtypen eine Bewegungszahl zugeordnet wird. Es wird nun angenommen, dass dabei die Unsicherheit u_N in den Bewegungszahlen für alle Flugzeugtypen gilt. Damit lässt sich Eq. 4-24 wie folgt umschreiben:

Eq. 4-30 $$u_{L_{eq}}^2 = u_{\mathrm{mod}}^2 + u_{prog}^2 \qquad \text{mit:} \quad u_{N_{jk}} = u_N = p \cdot N_{jk}$$

$$\text{folgt:} \quad u_{\mathrm{mod}}^2 = \frac{\sum_k \sum_j \left(u_{jk} \cdot N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}{\left(\sum_k \sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}; \qquad u_{prog}^2 = 18.9 \cdot p^2 \cdot \frac{\sum_k \sum_j \left(N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}{\left(\sum_k \sum_j N_{jk} \cdot 10^{0.1 \cdot \bar{L}_{AEjk}} \right)^2}$$

Der Einfluss von u_N auf die Unsicherheit des Mittelungspegels hängt stark von den typenspezifischen Unsicherheiten u_{jk} ab, welche energetisch gewichtet in der Komponente u_{mod} zusammengefasst sind. Im linken Teilbild in Fig. 4-27 sind die Veränderungen in der Unsicherheit des Mittelungspegels für verschiedene u_{mod} in Abhängigkeit der relativen Unsicherheit der Bewegungszahlen angegeben. Die Kurvenverläufe berechnen sich durch stufenweises Erhöhen der typenspezifischen Unsicherheiten u_{jk} um jeweils 1 dB von 0 bis 5 dB, was die angegebenen u_{mod} zwischen 0.0 und 1.4 dB ergibt.[25]

Geht man beispielsweise davon aus, dass berechnete Tagesbelastungen in Zürich und Genf unter Verwendung von Radar- und detaillierten Verkehrsdaten eine Modellunsicherheit u_{mod} von rund 0.6 dB aufweisen und die Unsicherheit in den Bewegungszahlen 100% beträgt, so verdoppelt sich die Unsicherheit des Mittelungspegel von 0.6 auf 1.2 dB (vgl. fett ausgezogene Linie im Teilbild links in Fig. 4-27). Realistisch sind jedoch Unsicherheiten in den Bewegungszahlen zwischen 10 und 20 Prozent, was die Unsicherheit im Mittelungspegel um maximal 0.1 dB erhöht und somit vernachlässigt werden kann.

[25] Um eine bezüglich Schallenergie korrekte Gewichtung zu erreichen, wird eine hypothetische Flotte aus 21 Flugzeugen generiert. Quellenstärke und Bewegungen sind so gewählt, dass die Anzahl der resultierenden Pegel normal verteilt ist. Zusätzlich werden die realen energetischen Verhältnisse in Genf und Zürich im Jahr 2003 berücksichtigt (rote Kurven).

Die Unsicherheiten in den Bewegungszahlen beeinflussen jedoch nicht nur die Unsicherheit des Mittelungspegels. Sie wirken sich auch auf den Mittelungspegel selbst aus. Unter Verwendung der relativen Unsicherheiten lassen sich Korrekturen berechnen, die direkt auf den Mittelungspegel anwendbar sind:

Eq. 4-31 $$k_N = 10 \cdot \lg(N \pm u_N) = 10 \cdot \lg(N \pm p \cdot N) \qquad \text{mit: } p = \frac{u_N}{N}$$

Eq. 4-31 gilt jedoch nur unter der Annahme einer unveränderten Flotte und unveränderten Pisten- sowie Routenbelegungen. Das Teilbild rechts in Fig. 4-27 zeigt die Wirkung der prozentualen Änderung in den Bewegungszahlen. Daraus ist ersichtlich, dass eine Veränderung von ±15% eine Erhöhung des Mittelungspegels um 0.6 dB resp. eine Reduktion um 0.7 dB bewirkt.

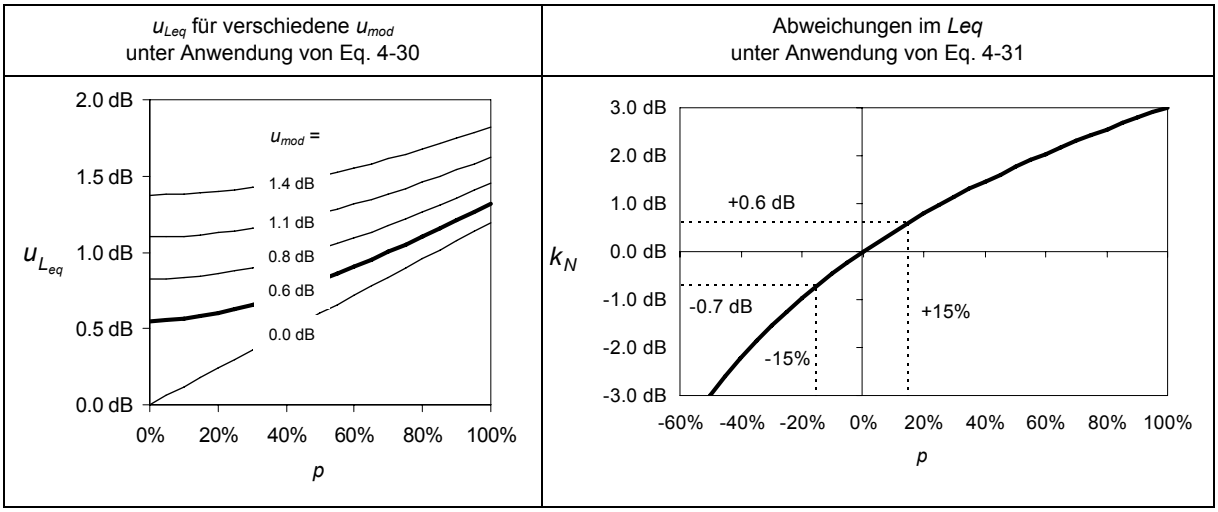


Fig. 4-27 Veränderung in der Unsicherheit des Mittelungspegels (links) und Veränderung im Mittelungspegel (rechts) in Abhängigkeit der relativen Unsicherheit in den Bewegungszahlen *p*. Die fette schwarze Linie im linken Teilbild entspricht den energetischen Verhältnissen in Genf und Zürich für das Jahr 2003 unter Berücksichtigung der typenspezifischen Unsicherheiten.

4.7.6. Schlussfolgerung bezüglich Prognoseunsicherheit

Mittels idealisierter Flugstrecken lässt sich die Flugbahnstreuung sehr gut abbilden. In den meisten Fällen reicht es, wenn in den Flugkorridor drei Flugstrecken gelegt sowie ein mittleres Höhen- und Geschwindigkeitsprofil verwendet werden. Im Vergleich zu einer vollständigen Simulation unter Verwendung von Radardaten verbleibt eine Standardunsicherheit von 0.7 dB.[26] Die Unsicherheit wegen prognostizierter Flugbewegungszahlen kann mit etwa 0.5 dB abgeschätzt werden. Bezüglich der Unsicherheit in der Flotte und in der Leistungssetzung wird angenommen, dass diese durch die typenspezifischen Modellunsicherheiten abgedeckt sind. Wie aus Tab. 4-5 ersichtlich, bewegt sich die durchs Modell gegebene Standardunsicherheit in den Tagesbelastungen zwischen 0.3 und 0.6 dB, diejenige der Nachtbelastungen zwischen 0.5 und 0.8 dB. Berücksichtigt man nun die oben spezifizierten Unsicherheiten der Flugbahnstreuung und der Flugbewegungszahlen, so ergeben sich für Prognoseberechnungen folgende erweiterten Unsicherheiten:

Tag: U_{prog} = 1.8 bis 2.1 dB

Nacht: U_{prog} = 2.0 bis 2.3 dB

Rechenbeispiel mit Erweiterungsfaktor (*coverage factor*) k_p = 2 und *p*=95%:

$$U_{prog} = 1.8 = k \cdot \sqrt{0.3^2 + 0.7^2 + 0.5^2}$$

[26] 0.5 dB wegen Idealisierung und 0.5 dB wegen Unsicherheit der Flugbahnstreuung innerhalb des Flugkorridors.

4.8. Weitere relevante Modellparameter und deren Einfluss

4.8.1. Übersicht

Neben den diskutierten Einflussgrössen gibt es weitere Komponenten, die das Resultat einer Modellberechnung beeinflussen können. Es sind dies:

- Topografie
- natürliche Hindernisse
- Maschengitterweiten
- Anzahl Einzelflüge in der Simulation

Nachfolgend wird eine Art Sensitivitätsbetrachtung durchgeführt. Es werden Simulationen mit und ohne Topografie, Simulationen unter Verwendung von unterschiedlichen Maschengitterweiten sowie Simulationen mit einer unterschiedlichen Anzahl von ausgewählten Einzelflügen gemacht und miteinander verglichen. Als Grundlage des Vergleichs dient der Tagesmittelungspegel in Zürich fürs Jahr 2000. In den nachfolgenden Grafiken sind jeweils die Mittelungspegel zweier unterschiedlicher Berechnungen auf dem Niveau von 57, 60 und 65 dB dargestellt. Die Farbgradienten zeigen die Differenzen dieser Belastungsrechnungen. Die Farbskala geht von blau (-1 dB) bis rot (+1 dB). Die statistischen Angaben beziehen sich auf zufällig ausgewählte Gitterpunkte mit Pegelwerten zwischen 57 und 65 dB (*N*=4551).

4.8.2. Topografie

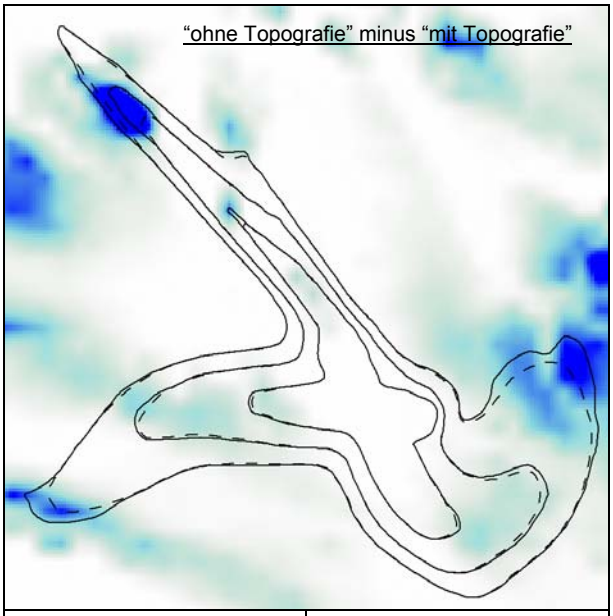


Fig. 4-28 Einfluss der Topografie.

Die Topografie wird in der Simulation benutzt, um die effektive Distanz zwischen Quelle und Empfänger bestimmen zu können. Es wird ein digitales Höhenmodell eingesetzt mit einer Auflösung von 25 Metern. Nebenstehende Darstellung zeigt die Wirkung der Topografie am Beispiel von Zürich.

Die ausgezogenen Linien zeigen die Simulation unter Berücksichtigung der Topografie, die gestrichelten diejenige ohne Topografie. Die kolorierten Gebiete zeigen die Unterbewertung im Mittelungspegel, wenn die Geländestrukturen nicht berücksichtigt werden. Sie sind deckungsgleich mit den Geländeerhebungen.

Im Falle von Zürich treten innerhalb der gesetzlich relevanten Belastungen (57 dB und höher) maximale Pegeldifferenzen von 2 dB auf, wobei räumlich stark differenziert werden muss.

Die Topografie darf somit in Belastungsberechnungen nicht vernachlässigt werden, da dies zu systematischen Fehlern führt.

4.8.3. Natürliche Hindernisse

Wie in 4.8.2 beschrieben, dient das digitale Höhenmodell in der Berechnung mit FLULA2 einzig dazu, die effektiven Distanzen zwischen Quelle und Empfänger zu bestimmen. FLULA2 kann daraus keine Geländeschnitte berechnen. Diese wären aber nötig, um den Einfluss von Hindernissen bestimmen zu können. Grundsätzlich bewirken Hindernisse eine deutliche Dämpfung auf der der Quelle abgewandten Seite, sofern die Sichtverbindung zwischen Quelle und Empfänger unterbrochen ist. Im Falle von Zürich und Genf existieren praktisch keine solchen Gebiete, so dass in der Modellrechnung allfällige Unsicherheiten wegen fehlender Hindernisdämpfung vernachlässigt werden können.

4.8.4. Maschengitterweiten

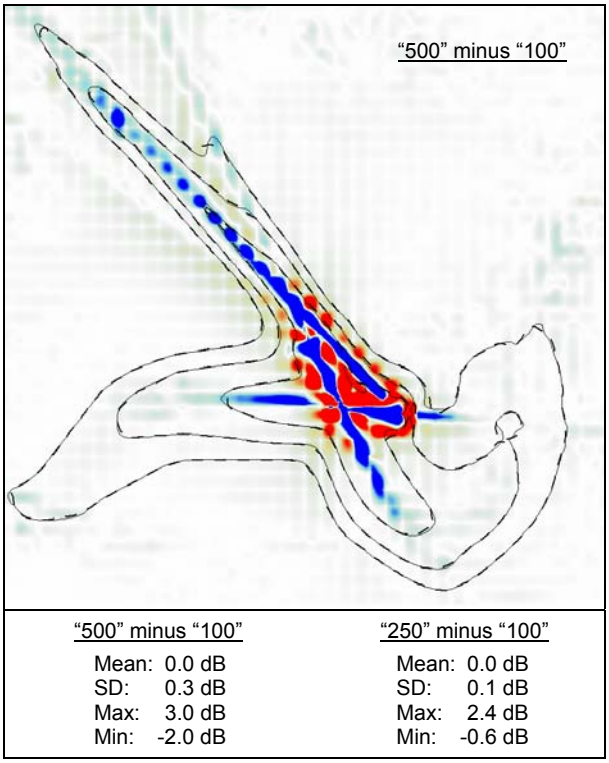


Fig. 4-29 Einfluss Maschengitterweite.

Wie in Kapitel 3.5.6 beschrieben, wird zwecks flächendeckender Darstellung der Lärmbelastungen das betrachtete Gebiet mit einem Gitternetz überzogen. In den Gitterpunkten werden die zur Ermittlung der Gesamtbelastung massgebenden Pegelwerte berechnet. Durch Interpolation der gitterpunktbezogenen Werte ergeben sich die Kurven gleicher Belastungshöhe. Ob Lage und Verlauf der Kurven von der Maschenweite des Gitternetzes abhängen, soll nachfolgend aufgezeigt werden. Es werden Simulationen mit Maschengitterweiten von 100, 250 und 500 Metern gemacht. Nebenstehende Grafik zeigt die Belastungskurven mit Abständen von 100 Metern (ausgezogen) und diejenige mit Abständen von 500 Metern (gestrichelt). In den Kurvenverläufen ist rein visuell kein Unterschied feststellbar. Die gitterbezogenen Differenzen ("500" minus "100" resp. "250" minus "100") zeigen dagegen, dass ein weites Gitter von 500 Metern den Mittelungspegel auf den Pisten und in Verlängerung der Pisten um mehr als 1 dB unterbewertet (blaue Zonen). Dieser Wert lässt sich erheblich reduzieren, indem die Gitterweite halbiert und auf 250 Meter gesetzt wird.

4.8.5. Anzahl Einzelflüge in Simulation

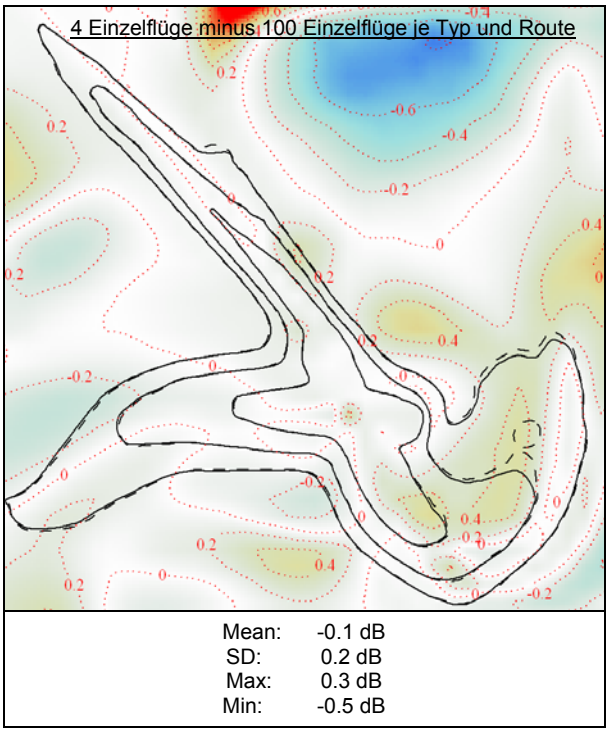


Fig. 4-30 Anzahl Einzelflüge in Simulation.

In der Simulation mit FLULA2 werden standardmässig rund 100 individuelle Flugbahnen pro Route und Flugzeugtyp verwendet. Auf diese Weise werden je nach Verkehrsaufkommen zwischen dreissig- und vierzigtausend Einzelflüge simuliert. Nebenstehende Grafik vergleicht eine Simulation, welche nur vier Einzelflüge pro Typ und Route berücksichtigt (gestrichelte Linien) mit der Standardsimulation (ausgezogene Linien). Es stellen sich lokal Differenzen im Mittelungspegel in der Grössenordnung von ±0.5 dB ein, was sich im Bereich der Berechnungsunsicherheit bewegt. Dabei ergibt sich im bereits diskutierten Kurvenflug (vgl. Fig. 4-24 auf Seite 79) das uneinheitlichste Bild, wobei die Pegeldifferenzen auch hier gering bleiben. Grundsätzlich zeigt der Vergleich, dass pro Typ vier zufällig ausgewählte Einzelflüge ausreichen, um den Mittelungspegel in genügender Genauigkeit abbilden zu können. Dies hängt vor allem damit zusammen, dass jede Route mit dreissig bis vierzig verschiedenen Flugzeugtypen belegt ist und dadurch schon über 100 individuelle Flugbahnen simuliert werden, was zur Beschreibung der Flugbahnstreuung völlig ausreicht.

4.9. Fazit zur Modellunsicherheit

Die Unsicherheit von Belastungsberechnungen wird hauptsächlich durch folgende zwei Komponenten beeinflusst: Unsicherheit in der Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle und Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge. Ihre Bedeutung ist von Flugzeugtyp zu Flugzeugtyp verschieden, deshalb muss für jedes Referenzflugzeug getrennt für die Flugzustände Start und Landung eine Quellenunsicherheit und eine Unsicherheit in der Ausbreitungsdämpfung bestimmt werden. Die Quellenunsicherheit wird dabei dominiert von der Unsicherheit in der Typenzuordnung und von der Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung. Im Mittel über alle Flugzeugtypen gesehen, beträgt sie 2 dB. Durch Optimierung der Typenzuordnung resp. durch Separierung in verschiedene Triebwerkstypen lässt sie sich praktisch halbieren.

Die Unsicherheit der Ausbreitungsdämpfung ist im Gegensatz zur Quellenunsicherheit distanzabhängig. Im Nahbereich ist sie sehr hoch und beträgt unterhalb von 300 Metern mehr als 3 dB, da hier die Unsicherheiten in der Distanz- und Höhenbestimmung durchs Radar dominieren. Ab einer Entfernung von einem Kilometer werden die Unsicherheiten wegen meteorologischer Effekte bestimmend. Die Standardunsicherheit der Ausbreitungsdämpfung beträgt dort je nach Flugzeugtyp und Flugoperation zwischen 1.5 und 2.4 dB und nimmt pro Kilometer um 0.2 bis 0.8 dB zu.

Die Unsicherheit in der Ausbreitungsdämpfung lässt sich durch Verwendung einer grossen Anzahl individueller Flugbahnen reduzieren, so dass sie von berechneten Gesamtbelastungen zu mehr als 80 Prozent von der Quellenunsicherheit bestimmt wird. Die effektive Höhe der Unsicherheit im Mittelungspegel ist jedoch ein komplexes Zusammenspiel von Anzahl Flugbewegungen, Flottenzusammensetzung und Modellunsicherheit der beteiligten Flugzeuge und lässt sich nur mit Hilfe von Simulationen berechnen. Diese ergeben für reale Belastungszustände in Genf und Zürich Standardunsicherheiten des Mittelungspegels zwischen 0.5 und 1 dB. Der tiefere Wert gilt für den Tagesmittelungspegel, der höhere für den Mittelungspegel in der Nachtzeit. In Prognosen dagegen muss von einer Standardunsicherheit zwischen 0.9 und 1.2 dB ausgegangen werden, da hier zwei zusätzliche Unsicherheitskomponenten berücksichtigt werden müssen, welche nur bedingt etwas mit der eigentlichen Beschreibung der akustischen Vorgänge zu tun haben. Es handelt sich dabei um Unsicherheiten in der Beschreibung der Flugbahnstreuung sowie um die Unsicherheit in der Festlegung der Flugbewegungszahlen.

Die Berechnung der Unsicherheitsbereiche zeigt, dass im Falle von realen Gesamtbelastungen sowohl in Zürich als auch in Genf die in Kapitel 3.9.3 vorgeschlagenen Grenzunsicherheiten von 1.5 dB tags und 2.5 dB nachts auf einem Konfidenzniveau von 95% eingehalten werden können. Prognoseberechnungen erfüllen dagegen diese Vorgabe nur auf einem Konfidenzniveau von 90%.

Das angewendete Modell zur Bestimmung der flächendeckenden Berechnungsunsicherheit umfasst allein die quantifizierbaren Unsicherheitskomponenten. Im Vergleich mit Messungen wird sich zeigen, ob diese ausreichen, um allfällige Abweichungen zu erklären. Ist dies nicht der Fall, muss die Modellunsicherheit erweitert werden, was Konfidenzniveaus verringert, mit welchen die Grenzunsicherheiten eingehalten werden können.

Im Modell FLULA2 lassen sich vier Komponenten identifizieren, deren Einfluss auf die Gesamtunsicherheit nicht vollständig geklärt ist. Quellenseitig handelt es sich um die Richtwirkung in azimutaler Richtung und um Änderung der Konfiguration (Stellung der Auftriebshilfen und des Fahrwerks). Auf Seite der Ausbreitung sind es die Bodenzusatzdämpfung und die Luftdämpfung in Distanzen über 4.5 km, wo FLULA2 einen pauschalen Luftdämpfungskoeffizienten von 1 dB/km benutzt.

Der Einfluss von Richtwirkung und Konfiguration ist zwar teilweise in der Quellenunsicherheit enthalten. In Einzelfallbetrachtungen reicht dies jedoch nicht aus, um lokal auftretende Unterschiede zu erklären. In Jahresmittelbetrachtungen werden sie sich jedoch grösstenteils aufheben. Dies gilt nicht für die Bodenzusatzdämpfung. Die verfügbaren Modelle zur Berechnung der Zusatzdämpfung liefern bei kleinen Höhenwinkeln und in Distanzen ab einem Kilometer sehr unterschiedliche Dämpfungswerte, die sich mit der in der vorliegenden Arbeit quantifizierten Standardunsicherheit von 1 dB nicht erklären lassen. Dazu bräuchte es zusätzliche Untersuchungen.

5. Messunsicherheit

5.1. Überblick

In Kapitel 3.3.7 sind die Faktoren aufgelistet, welche die Messungen beeinflussen. Sie bilden die Unsicherheitskomponenten der Messung. Es sind dies:

- Messausrüstung.
- Messgeräteeinstellungen.
- Fremdgeräusche.
- Unvollständige Erfassung aller Fluglärmereignisse.
- Messumgebung.

Nachfolgend werden diese Unsicherheitskomponenten näher untersucht. Dabei bewirken die meisten Komponenten systematische Veränderungen des Messergebnisses. Diese lassen sich mittels geeigneter Korrekturen kompensieren. Neben systematischen Effekten führen die aufgeführten Unsicherheitskomponenten aber auch zu zufallsbedingten Schwankungen.

Die Schwierigkeit in der Bestimmung der Messunsicherheit besteht darin, systematische von zufälligen Effekten zu trennen und beide zu quantifizieren. Ein Konzept, welches dieses Problem löst, wird im nachfolgenden Kapitel 5.2 vorgestellt. In den darauf folgenden Kapiteln 5.3 bis 5.7 werden die Komponenten der Messunsicherheit diskutiert und ihr Einfluss auf das Messergebnis quantifiziert.

Auf dieser Grundlage wird abschliessend in Kapitel 5.8 die Gesamtunsicherheit von Einzelmessungen angegeben, und am Beispiel ausgewählter Monitoringstationen die Korrekturen des Mittelungspegels und seine Messunsicherheit berechnet.

5.2. Konzept zur Bestimmung der Messunsicherheit

5.2.1. Beschreibung

Wie in Kapitel 3.3 beschrieben, wird die Messung durch die Eigenschaften des Standorts beeinflusst. Reflexionen sind ein Beispiel für solche Eigenschaften. Sie haben nichts mit der Messunsicherheit zu tun. Wenn jedoch Messungen mit Berechnungen verglichen werden, sind diese Effekte zu berücksichtigen, da Berechnungen für einen idealisierten Ort gelten, welcher frei von irgendwelchen lokalen Einflüssen ist. Bei der Bestimmung der Unsicherheit von Messungen muss somit in Komponenten unterschieden werden, die sich direkt auf das Messergebnis und damit auf die Genauigkeit der Messung selbst auswirken, und in Komponenten, die erst beim Vergleich mit berechneten Pegelwerten zu berücksichtigen sind.

5.2.2. Die das Messergebnis direkt beeinflussenden Unsicherheitskomponenten

Zu den Faktoren, die eine Einzelmessung direkt beeinflussen, gehören: Messausrüstung, Messgeräteeinstellungen und Fremdgeräusche. Wird aus Messungen ein Mittelungspegel bestimmt, so kommt die unvollständige Erfassung aller Fluglärmereignisse als weiterer Faktor hinzu.

Sofern die verwendeten Mikrofone und Kalibratoren innerhalb der Gerätetoleranz sind, treten keine systematischen Abweichungen auf. Die Messausrüstung (*instrumentation*) liefert dann eine rein stochastisch bedingte Zufallskomponente, welche nachfolgend mit u_{instr} bezeichnet wird. Bei begleiteten Messungen entspricht u_{instr} direkt der Messunsicherheit u_{meas}, da dank der gut kontrollierten Messbedingungen zusätzliche Einflussfaktoren praktisch ausgeschlossen werden können. Es gilt:

Eq. 5-1 $$u_{meas} = u_{instr}$$

Eq. 5-1 gilt nur für begleitete Messungen. Für automatische Messungen gilt die Gleichung nicht, denn verschiedene Massnahmen müssen getroffen werden, um die Pegel von einzelnen Fluglärmereignissen einigermassen sauber erfassen resp. von anderen Lärmereignissen unterscheiden zu können. Messschwellen und Zeitgrenzen sind solche Massnahmen (vgl. Kapitel 3.3). Je nach Höhe dieser Einstellungsparameter ist aber die Erfassung der einzelnen Fluglärmereignisse unvollständig oder gar

nicht möglich. Dabei führen die Messschwellen zu einer systematischen Unterbewertung, Fremdgeräusche zu einer systematischen Überbewertung der gemessenen Ereignis- und Maximalpegel. Die entsprechenden Effekte werden mittels geeigneter Korrekturen berücksichtigt. Sie werden mit k_{set} und k_{conta} bezeichnet (set: *setting*; conta: *contamination)*, welche wie folgt angewendet werden:

Eq. 5-2 $$\tilde{L}_{meas} = L_{meas} + k_{set} + k_{conta}$$

Der mit Tilde (~) versehene Messpegel zeigt an, dass der ursprüngliche Messpegel L_{meas} korrigiert wurde. Eq. 5-2 gilt für an automatischen Stationen gemessene Ereignis- oder Maximalpegel. Bei Mittelungspegeln ist eine zusätzliche Korrektur notwendig, welche fehlende Fluglärmereignisse kompensiert, denn Messschwellen verhindern nicht nur die vollständige messtechnische Erfassung eines Einzelereignispegels sondern auch die hundertprozentige Erfassung des Flugbetriebs, was nachfolgend mittels der Korrektur k_{miss} berücksichtigt wird (miss: *missing*). Für Mittelungspegel gilt somit:

Eq. 5-3 $$\tilde{L}_{eq,meas} = L_{eq,meas} + k_{set} + k_{conta} + k_{miss}$$

Die in Eq. 5-2 und Eq. 5-3 aufgeführten Korrekturen weisen zufallsbedingte Unsicherheiten auf. Sie werden mit u_{set}, u_{conta} und u_{miss} bezeichnet und sind bei der Bestimmung der Messunsicherheit zu berücksichtigen. Unter der Annahme, dass sämtliche Unsicherheitskomponenten unkorreliert sind, lässt sich das Fehlerfortpflanzungsgesetz anwenden; es gilt:

Eq. 5-4 $$\tilde{u}_{meas} = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2}$$ (gilt für korrigierte Maximal- und Ereignispegel)

Eq. 5-5 $$\tilde{u}_{meas} = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{miss}^2}$$ (gilt für korrigierte Mittelungspegel)

$\tilde{u}$ entspricht der Unsicherheit eines korrigierten Messpegels, welcher an einem beliebigen Ort von einer automatischen Anlage ermittelt wird. $\tilde{u}$ lässt sich durch mehrmaliges Messen nicht verringern.

5.2.3. Komponenten der Messunsicherheit beim Vergleich mit Berechnungen

Beim Vergleich von Messungen und Berechnungen ist neben den im vorangegangenen Kapitel aufgeführten Unsicherheitskomponenten zusätzlich der Einfluss der Messumgebung (*location*) zu berücksichtigen. Dies wird mit der Korrektur k_{loc} bewerkstelligt. Diese weist ebenfalls zufallsbedingte Unsicherheiten auf, welche mit u_{loc} bezeichnet werden. k_{loc} und u_{loc} werden wie folgt angewendet:

Eq. 5-6 $$\tilde{L}_{meas} = L_{meas} + k_{set} + k_{conta} + k_{loc}$$ (gilt für korrigierte Maximal- und Ereignispegel)

Eq. 5-7 $$\tilde{u}_{meas} = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{loc}^2}$$ (gilt für korrigierte Maximal- und Ereignispegel)

Eq. 5-8 $$\tilde{L}_{eq,meas} = L_{eq,meas} + k_{set} + k_{conta} + k_{miss} + k_{loc}$$ (gilt für korrigierte Mittelungspegel)

Eq. 5-9 $$\tilde{u}_{meas} = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{miss}^2 + u_{loc}^2}$$ (gilt für korrigierte Mittelungspegel)

Wenn gemessene mit berechneten Pegeln verglichen werden, sind die Messpegel gemäss Eq. 5-6 und Eq. 5-8 zu korrigieren. Die Unsicherheiten der korrigierten Messpegel lassen sich in diesem Fall unter Anwendung von Eq. 5-7 und Eq. 5-9 bestimmen. Sie gelten für einen beliebigen Ort, können aber durch mehrmaliges Messen nicht reduziert werden.

5.2.4. Ergänzung

Die diskutierten Korrekturen und Unsicherheitskomponenten berücksichtigen einen Effekt nicht, nämlich den des „groben Messfehlers“. Damit ist gemeint, dass die Messgeräte falsch kalibriert oder defekt sind oder einfach nicht richtig messen. Dies lässt sich nur aufdecken, indem am Standort des Messmikrofons mit mehreren unabhängigen Messausrüstungen simultan gearbeitet wird (vgl. Kapitel 5.7). Wenn man nun Berechnungen mit Messungen vergleicht, sollte geprüft werden, ob die verwendeten Messgeräte innerhalb der Gerätetoleranz liegen. Ist dies nicht der Fall, müssen sämtliche Messpegel zusätzlich korrigiert werden. Dies wird mit dem Korrekturwert k_{instr} gemacht.

5.3. Messausrüstung

5.3.1. Beschreibung

Es wird davon ausgegangen, dass die verwendete Ausrüstung innerhalb der nachfolgend beschriebenen Gerätetoleranz misst, so dass systematische Abweichungen wegen Fehlern in der Kalibration oder wegen defekter Mikrofone ausgeschlossen werden können. Nachfolgend werden deshalb nur die durch die Messausrüstung bedingten zufälligen Schwankungen des Pegels diskutiert.

Zur Messausrüstung gehört die elektrische Messkette mit dem Schallpegelmesser als wichtigstes Element. Ebenfalls zur Messausrüstung zählen Geräte, welche zur Kalibration der Schallpegelmesser verwendet werden. Beschränkt man sich bei der Bestimmung der Unsicherheit der Messausrüstung auf diese beiden Geräte, so ergibt sich folgende Rechenvorschrift zur Bestimmung der Unsicherheit der Messausrüstung:

Eq. 5-10 $$u_{instr} = \sqrt{u_{slm}^2 + u_{cal}^2}$$ (slm: *sound level meter*; cal*: calibration*)

Wichtige Quellen zur Quantifizierung der beiden Unsicherheitskomponenten u_{slm} und u_{cal} sind Normen oder Herstellerspezifikationen. Diese machen aber in den seltensten Fällen Angaben zur Standardmessunsicherheit, sondern enthalten je nach Güteklasse der verwendeten Messgeräte unterschiedliche Messtoleranzen. Toleranzen werden auch als Fehlergrenzen *G* bezeichnet. Die DIN 1319 [19] definiert dabei Fehlergrenzen als „vereinbarte Höchstbeträge für Abweichungen der Ausgabe von Messgeräten“. Dabei soll der durch die Fehlergrenzen festgelegte Bereich erheblich grösser sein als die Zufallskomponente der Messunsicherheit eines Einzelwerts. Fehlergrenzen umfassen auch festgestellte systematische Abweichungen. Deshalb lassen sich die aus Fehlergrenzen abgeleiteten Standardunsicherheiten durch mehrmaliges Messen nicht verringern.

5.3.2. Umrechnung von Fehlergrenzen in Standardunsicherheiten

Kennt man die Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion, so lassen sich Toleranzen resp. Fehlergrenzen in eine Standardunsicherheit umrechnen. Nachfolgende Tabelle zeigt die entsprechenden Berechnungsvorschriften für drei gängige Verteilungsfunktionen.

Tab. 5-1 Umrechnung von Fehlergrenzen in Standardunsicherheiten.

Symbol	Art der Verteilung	Interpretation	Berechnungsvorschrift
▮	Rechteckverteilung	Alle Werte sind überall gleich häufig.	$u = \frac{1}{\sqrt{3}} \cdot G = 0.58 \cdot G$
▲	Trapez- oder Dreieckverteilung	Werte sind am Rand seltener; Wahrscheinlichkeitsdichte fällt auf 0 ab.	$u = \frac{1}{\sqrt{6}} \cdot G = 0.41 \cdot G$
⩚	Normal- oder Gaussverteilung	*Coverage factor* k_p von 3 (99% Konfidenzintervall).	$u = \frac{1}{3} \cdot G = 0.33 \cdot G$

5.3.3. Standardunsicherheit des von Kalibratoren erzeugten Pegels

Die SN EN 60942 [102] gibt für den Kalibrationspegel von Kalibratoren der Güteklasse 1 eine Toleranz resp. Fehlergrenze von ±0.4 dB an. Dies ergibt unter Anwendung der in Tab. 5-1 aufgeführten Berechnungsvorschriften Standardunsicherheiten des Kalibrationspegels gemäss nachfolgender Tabelle.

Tab. 5-2 Standardunsicherheit des von Kalibratoren der Güteklasse 1 erzeugten Pegels für verschiedene Verteilungsfunktionen.

	▮	▲	⩚
SN EN 60942	±0.23 dB	±0.16 dB	±0.13 dB

5.3.4. Standardunsicherheit des von Schallpegelmessern erfassten Schalldruckpegels

Es gibt zwei Normenwerke, welche Angaben zu den Fehlertoleranzen von Schallpegelmessern machen: die DIN EN 60651 [100] und die IEC 61672-1 [103]. Die in den beiden Normen angegebenen Fehlertoleranzen beziehen sich auf verschiedene im Alltagsbetrieb relevanten Grössen wie Richtwirkungsantwort, Frequenzgewichtung, Pegellinearität, Einflüsse von Luftdruck, Lufttemperatur und Luftfeuchtigkeit (vgl. Anhang A19.1). Zu jeder dieser Kenngrössen enthält die IEC-Norm im Gegensatz zur DIN-Norm neben Fehlertoleranzen zusätzlich erweiterte Messunsicherheiten. Die DIN-Norm enthält dafür eine globale Fehlergrenze für Schallpegelmesser. Sie beträgt ±0.7 dB für Geräte der Güteklasse 1.

Leider unterscheiden sich die Angaben in der DIN-Norm von denjenigen in der IEC-Norm teilweise erheblich. Je nachdem, welchen Angaben man nun vertraut (Fehlergrenzen DIN, Fehlergrenzen IEC, erweiterte Unsicherheiten IEC), ergeben sich unterschiedliche Werte für die Standardunsicherheit des von Schallpegelmessern erfassten Schalldruckpegels. Verwendet man beispielsweise die erweiterten Messunsicherheiten der IEC 61672-1, so erhält man unabhängig von der Verteilungsfunktion eine Standardunsicherheit von knapp 0.5 dB. Werden dagegen die Fehlergrenzen von Geräten der Güteklasse 1 benutzt, welche sowohl in der IEC- als auch in der DIN-Norm zu finden sind, so ergeben sich je nach Norm und Verteilungsfunktion Standardunsicherheiten zwischen 0.6 und 1.8 dB, wobei die Werte der IEC-Norm praktisch um einen Faktor 2 höher liegen als diejenigen der DIN.

Die sich aus der Analyse der Fehlertoleranzen der beiden Normen ergebenden Standardunsicherheiten sind in der nachfolgenden Tabelle zusammengestellt. In Anhang A19.1 ist ein Berechnungsbeispiel für Normalverteilung gegeben.

Tab. 5-3 Standardunsicherheit des von Schallpegelmessern der Güteklasse 1 erfassten Schalldruckpegels nach DIN EN 60651 und IEC 61672-1 für verschiedene Verteilungsfunktionen unter Verwendung der Fehlergrenzen *G* verschiedener Kenngrössen.

	▮	▲	⩘
DIN EN 60651 (alt)	±0.89 dB	±0.66 dB	±0.57 dB
IEC 61672-1 (neu)	±1.78 dB	±1.26 dB	±1.03 dB

5.3.5. Schätzwert für die Messunsicherheit der technischen Ausrüstung

Betrachtet man die Unsicherheitskomponenten in Tab. 5-2 und Tab. 5-3, so stellt man fest, dass die Standardunsicherheit des von Kalibratoren gelieferten Eichpegels von untergeordneter Bedeutung ist und im Alltagsbetrieb vernachlässigt werden kann. Der Vollständigkeit halber werden in der vorliegenden Arbeit unter Annahme einer Rechteckverteilung für u_{cal} 0.23 dB eingesetzt.

Wie im vorangegangenen Kapitel 5.3.4 gezeigt, lässt sich anhand der zur Verfügung stehenden Normen die Standardunsicherheit des von Schallpegelmessern erfassten Schalldruckpegels nicht eindeutig bestimmen. Die Hauptprobleme liegen dabei in den unterschiedlichen und teils widersprüchlichen Angaben bezüglich der Fehlergrenzen der im Alltagsbetrieb relevanten Kenngrössen. Zudem ist nicht klar, welche Verteilungsfunktionen den angegebenen Toleranzen resp. Fehlergrenzen zugrunde liegen.

In der vorliegenden Arbeit wird u_{slm} auf der Grundlage der in der Norm IEC 61672-1 angegebenen erweiterten Messunsicherheiten bestimmt (u_2 in Tabelle von Anhang A19.1). Man erhält 0.49 dB. Unter Berücksichtigung von 0.23 dB für die Unsicherheit der Kalibration u_{cal} resultiert unter Anwendung von Eq. 5-10 eine rechnerisch ermittelte Unsicherheit der Messausrüstung $\boldsymbol{u_{instr}}$ **von 0.54 dB**, was etwa den Erfahrungswerten der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Forschungsanstalt Empa entspricht.

Beim Mikrofon nehmen die Unsicherheit in der Pegellinearität und die Unsicherheit in der richtungsabhängigen Empfindlichkeit bei hohen Frequenzen stark zu. Bei Messungen an den Monitoringstandorten liefern aber die Frequenzen über 2 kHz keinen wesentlichen Beitrag mehr zum A-bewerteten Schalldruckpegel. Damit können die Mikrofon-Faktoren (1) und (3) in der Tabelle in Anhang A19.1 vernachlässigt werden. Unter diesem Aspekt ist die oben definierte Unsicherheit der Messausrüstung eine eher pessimistische Schätzung und dürfte in Realität etwas tiefer liegen.

5.4. Messgeräteeinstellungen

5.4.1. Beschreibung

Unter Messgeräteeinstellungen sind Schwellenpegel und Zeitgrenzen zu verstehen. Schwellenpegel dienen hauptsächlich dazu, Geräusche als potentielle Fluglärmereignisse zu erkennen und diese so gut als möglich von Fremdgeräuschen abzugrenzen. Zeitgrenzen werden verwendet, um unterschiedliche Fluglärmereignisse voneinander zu trennen. Neben diesen beiden Einstellungsparametern gelten oft zusätzliche Kriterien bei der Ermittlung des Ereignispegels, denn je nach Differenz des Maximalpegels zum Schwellenpegel (nachfolgend mit *dMS* bezeichnet) werden beispielsweise in Zürich unterschiedliche Integrationszeiten verwendet (vgl. Tab. 3-1 auf Seite 14).

Messgeräteeinstellungen führen zu einer unvollständigen Erfassung des Fluglärmereignisses und damit zu einer Unterbewertung des Ereignispegels L_{AE}. Die Höhe dieser Unterbewertung hängt massgebend davon ab, wie deutlich sich das Lärmereignis vom Schwellenpegel L_S abhebt. Dabei sind folgende drei Fälle zu unterscheiden:

(1) Der Maximalpegel $L_{A,max}$ liegt oberhalb des um 4 dB erhöhten Schwellenpegels L_S; die Messung des Ereignispegels L_{AE} erfolgt in der Zeitspanne t_S, während welcher der Momentanpegel L_{Ai} den Schwellenpegel überschreitet.

(2) Die Differenz *dMS* zwischen Maximalpegel und Schwellenpegel ist grösser als 10 dB; die Messung des Ereignispegels L_{AE} erfolgt in der Zeitspanne t_{10}, während welcher der Momentanpegel L_{Ai} den Maximalpegel um nicht mehr als 10 dB unterschreitet.

(3) Der Maximalpegel $L_{A,max}$ ist grösser oder gleich dem Schwellenpegel L_S und kleiner gleich dem um 4 dB erhöhten Schwellenpegel L_S.

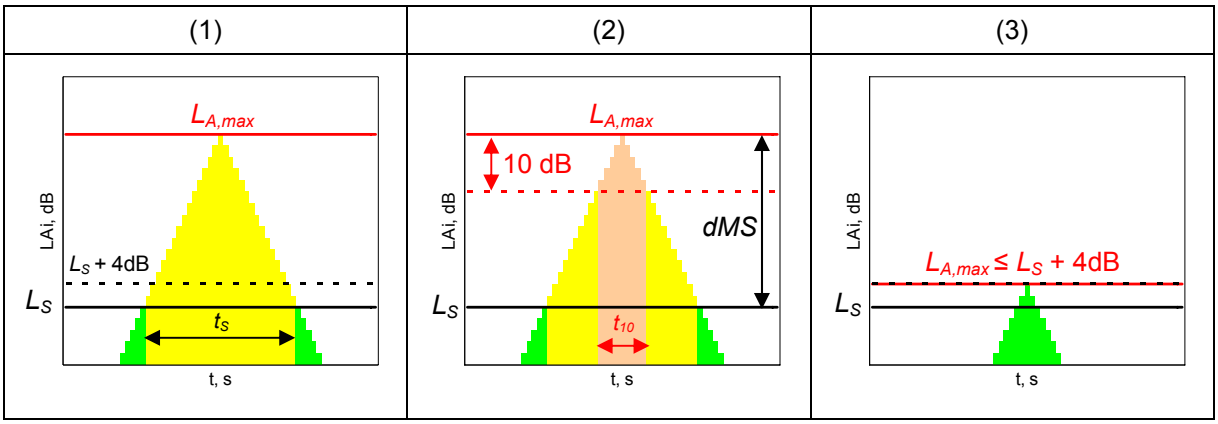


Fig. 5-1 Fallunterscheidung wegen Schwellenkriterien bei der Messung von Maximal- und Ereignispegeln.

Fall 1 kommt in Genf zur Anwendung. In Zürich gelten die Fälle 1 und 2. Der dritte Fall ist hier nicht von Bedeutung, denn die Messung liefert dort keinen Ereignispegel. Es wird nur ein Maximalpegel gemessen. Die Messgeräteeinstellung verhindert im Falle 3, dass reale Fluglärmereignisse erkannt und akustisch erfasst werden. Das Fehlen der entsprechenden Ereignispegel wirkt sich allein auf den Mittelungspegel aus (vgl. Kapitel 5.6). Vorliegend geht es aber um die unvollständige Erfassung erkannter Fluglärmereignisse und deren Einfluss auf den Ereignispegel.

Wie bereits in Kapitel 3.3.3 diskutiert, bleiben in der messtechnischen Bestimmung des Ereignispegels generell diejenigen Teile des zeitlichen Pegelverlaufs unberücksichtigt, welche unterhalb des Schwellenpegels L_S liegen (grüne Randzonen in den Diagrammen von Fig. 5-1). Sie sind umso bedeutender, je geringer die Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel und je flacher der Pegelanstieg resp. Pegelabfall ist. Zusätzliche Messkriterien dagegen werden umso wichtiger, je grösser die Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel ist. Im obigen zweiten Fall beispielsweise, wo zur Bestimmung des Ereignispegels nur der blassrot eingefärbte Bereich berücksichtigt wird, fallen neben den grünen Randzonen auch noch die gelben Teile des zeitlichen Pegelverlaufs weg. Nachfolgend werden diese Effekte einzeln diskutiert und quantifiziert.

5.4.2. Wirkung der Messgeräteeinstellungen auf den Ereignispegel

Als Ersatz für die nicht verfügbaren Zeitreihen aus Messungen werden die im Überfluss vorhandenen Zeitreihen aus den Simulationen realer Flüge herangezogen (vgl. Tab. 3-2 in Kapitel 3.7.5). Dabei entspricht [sel_t10_sim] demjenigen Ereignispegel, welcher nur den Bereich der t_{10}-Zeit abdeckt (Fall 2 resp. blassrot eingefärbter Bereich in den Diagrammen von Fig. 5-1). [sel_ts_sim] dagegen bezeichnet den Ereignispegel über der Schwellenzeit t_s (Fall 1 resp. blassrote und gelbe Bereiche im mittleren Diagramm von Fig. 5-1). Als Referenz dient derjenige Pegel, welcher die vollständige Integration abbildet. Er wird mit [sel_sim] bezeichnet (grüne, rote und gelbe Bereiche).

Anhand dieser drei Grössen wird die Wirkung von Messgeräteeinstellungen auf den gemessenen Ereignispegel abgeschätzt, indem für jeden Einzelflug die Differenz zwischen dem schwellenunabhängigen und dem schwellenbezogenen L_{AE} berechnet wird:

Eq. 5-11 $$\Delta L_{AE} = L_{AE} - L^*_{AE}$$

Dabei bezeichnet L_{AE} den schwellenunabhängigen Wert [sel_sim] und je nach Fragestellung L_{AE}* die schwellenbezogenen Werte [sel_t10_sim] und [sel_ts_sim]. Die entsprechenden Ereignispegeldifferenzen werden nun für sämtliche verfügbaren Einzelflüge an den Monitoringpunkten der Flughäfen Genf und Zürich für die Jahre 2000 bis 2003 ermittelt und in Abhängigkeit der Differenz von berechnetem Maximalpegel und standortbezogenem Schwellenpegel grafisch dargestellt.

Fig. 5-2 zeigt die Mittelwerte dieser Ereignispegeldifferenzen je *dMS*-Klasse von einem dB. Die grünen Vierecke im Diagramm links illustrieren die Unterbewertung des Ereignispegels, wenn die Randzonen des zeitlichen Pegelverlaufs abgeschnitten werden. Im Diagramm rechts zeigen die gelben Rhomben an, mit welchen Abweichungen zusätzlich gerechnet werden muss, wenn bei der Ermittlung des Ereignispegels nur derjenige Bereich berücksichtigt wird, in welchem die Momentanpegel im Pegel-Zeit-Verlauf weniger als 10 dB vom Pegelmaximum abweichen.

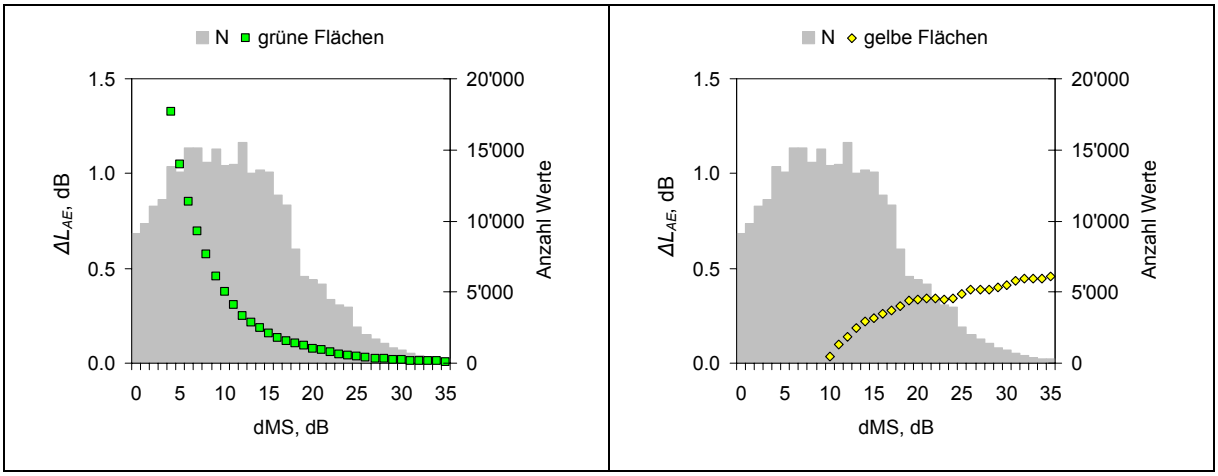


Fig. 5-2 Unterbewertung des Ereignispegels in Abhängigkeit der Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel *dMS*. Die im linken Diagramm dargestellten Werte entsprechen [sel_sim] minus [sel_ts_sim], diejenigen im rechten Diagramm [sel_ts_sim] minus [sel_t10_sim]; die grauen Säulen geben die Anzahl simulierter Pegel-Zeit-Verläufe je *dMS*-Klasse an.

Je geringer die Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel, desto grösser werden die Abweichungen wegen Nichtberücksichtigung des vollständigen zeitlichen Pegelverlaufs. Unterschreitet *dMS* 4 dB, so wird der Ereignispegel im Mittel um mehr als 1.5 dB zu tief gemessen.[27] Beträgt *dMS* dagegen über 10 dB, wird der Fehler kleiner als 0.4 dB. Wird jedoch neben dem reinen Schwellenkriterium (Fall 1) zusätzlich das 10dB-Kriterium (Fall 2) angewendet, so pendelt sich der Fehler im Mittel bei 0.4 dB ein für *dMS*-Werte über 10 dB. Die schwarz gestrichelten Linie in Fig. 5-3 zeigt dieses Verhalten. Sie entspricht der Summe der grünen und gelben Stützwerte von Fig. 5-2.

[27] Dies ist auch einer der Gründe, warum beispielsweise an den Monitoringstationen des Flughafens Zürich, bei *dMS*-Werten unter 4 dB auf eine Messung des Ereignispegels verzichtet wird.

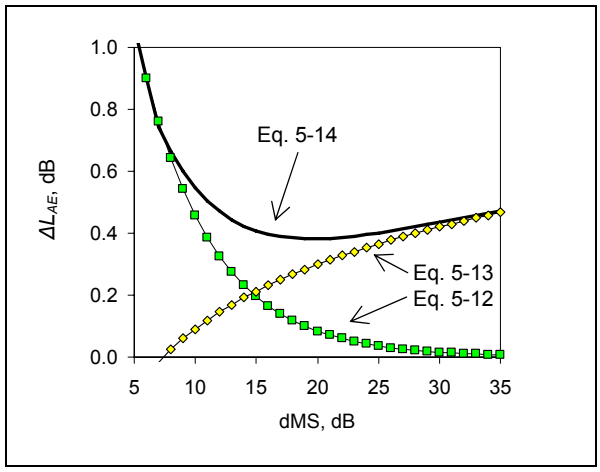


Fig. 5-3 k_{set} (=ΔL_{AE}) in Abhängigkeit der Differenz von Maximal- und Schwellenpegel *dMS.*

Für die in den Diagrammen von Fig. 5-2 dargestellten Ereignispegeldifferenzen lassen sich in Abhängigkeit von *dMS* zwei geschlossene Funktionsgleichungen angeben, wobei davon ausgegangen wird, dass erst ab *dMS*-Werten von 4 dB eine Messung des Ereignispegels erfolgt:

Eq. 5-12 $$\Delta L_{AE} = 2.5 \cdot \exp\left(-0.17 \cdot dMS\right)$$

Eq. 5-13 $$\Delta L_{AE} = 0.3 \cdot \ln\left(dMS\right) - 0.6$$

Mit Hilfe obiger zwei Gleichungen lässt sich direkt derjenige Wert berechnen, um welchen ein an den Monitoringstationen gemessener Ereignispegel zu korrigieren ist, damit er annähernd der vollständigen Integration des zeitlichen Pegelverlaufs entspricht. Dabei sind die individuellen Messgeräteeinstellungen zu beachten. Erfolgt beispielsweise die Messung des Ereignispegels nach dem in Kapitel 5.4.1 skizzierten ersten Fall, so lässt sich die Pegelkorrektur k_{set} direkt unter Anwendung von Eq. 5-12 angeben. Gelten jedoch neben dem Schwellen- auch das 10dB-Kriterium (Fälle 1 & 2), so müssen zur Berechnung von k_{set} Eq. 5-12 und Eq. 5-13 kombiniert werden:

Eq. 5-14 $$k_{set} = 2.5 \cdot \exp\left(-0.17 \cdot dMS\right) \qquad \text{für: } 4\text{ dB} \le dMS < 10\text{ dB}$$

$$k_{set} = 2.5 \cdot \exp\left(-0.17 \cdot dMS\right) + 0.3 \cdot \ln\left(dMS\right) - 0.6 \qquad \text{für: } 10\text{ dB} \le dMS < 100\text{ dB}$$

Der Verlauf von k_{set} gemäss Eq. 5-14 entspricht der schwarz ausgezogenen Linie in Fig. 5-3. Der Gültigkeitsbereich von Eq. 5-14 wird auf *dMS*-Werte zwischen 4 dB und 100 dB beschränkt, da rein rechnerisch k_{set} in Eq. 5-13 mit *dMS* gegen unendlich geht. In der Praxis kann ein solcher Fall wohl ausgeschlossen werden. Die vorliegende Abschätzung von k_{set} geht davon aus, dass der untere Teil des Pegelverlaufs (also die niedrigen Pegel) richtig modelliert wird. Da es sich dabei meist um Pegelwerte handelt, für welche die Berechnung wegen der grossen Ausbreitungsentfernungen sehr unsicher ist, hat k_{set} selbst eine Unsicherheit, die jedoch vorliegend nicht näher untersucht wird.

5.4.3. Wirkung der Messgeräteeinstellungen auf den Mittelungspegel

Die Wirkung der Messgeräteeinstellungen auf den Mittelungspegel wird ebenfalls anhand von Simulationen abgeschätzt, indem für den Standort der Monitoringstationen zwei unterschiedliche Mittelungspegel berechnet werden. Die Differenz dieser beiden Pegelwerte liefert direkt einen Schätzwert für die Korrektur des Mittelungspegels wegen unvollständiger Erfassung individueller Einzelereignispegel:

Eq. 5-15 $$k_{set} \equiv \Delta L_{Aeq} = L_{Aeq} - L_{Aeq,set}$$

L_{Aeq}: Mittelungspegel, welcher sich aus Ereignispegeln zusammensetzt, die dem vollständigen zeitlichen Pegelverlauf entsprechen.

$L_{Aeq,set}$: Mittelungspegel, der sich aus Ereignispegeln zusammensetzt, welche die Messgeräteeinstellungen berücksichtigen.

Tab. 5-4 zeigt in Zeile C die Pegelkorrekturen, die sich aus den ortsspezifischen Simulationen ergeben. Dargestellt sind die arithmetischen Mittelwerte sämtlicher in Anhang A19.2 gegebenen Korrekturwerte. Die Mittelung erfolgt pro Ort über zwei Jahre und drei Zeitabschnitte.

In Ergänzung zu den nach Eq. 5-15 berechneten Werten werden in Tab. 5-4 zusätzlich Werte aufgeführt, die sich aus der Anwendung von Eq. 5-14 resp. Eq. 5-13 ergeben (Zeilen D und E). Dabei gilt für die Messstationen in Genf Eq. 5-13, für diejenigen in Zürich Eq. 5-14. In die Gleichungen werden *dMS*-Werte eingesetzt, die dem Mittelwert der Differenzen aus den gemessenen Maximalpegeln und den ortsspezifischen Schwellenpegeln entsprechen. Sie sind in Zeile B von Tab. 5-4 aufgeführt und in Anhang A19.11 tabelliert.

Als Schätzwert für die Korrektur k_{set} des Mittelungspegels wegen unvollständiger Erfassung der Einzelereignispegel wird der Mittelwert der Zeilen C, D und E verwendet. Er bewegt sich bei den ausgewählten Standorten zwischen 0.1 und 0.5 dB. Die Standardunsicherheit u_{set} der Korrekturen nimmt Werte von maximal 0.4 dB an.[28] Wegen des 10dB-Kriteriums ergeben sich an den Stationen in Zürich höhere Korrekturwerte als in Genf. Sie bewegen sich im Bereich von 0.5 dB. An den Stationen in Genf betragen die Korrekturen dagegen maximal 0.3 dB.

Tab. 5-4 Einfluss von Schwellenkriterien auf den Mittelungspegel: Korrekturen und deren Unsicherheiten für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich.

		Zürich					Genf				
A	*Ort:*	NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
B	*dMS*	15 dB	10 dB	17 dB	11 dB	9 dB	13 dB	18 dB	14 dB	13 dB	11 dB
C	Eq. 5-15	0.6 dB	0.4 dB	0.6 dB	0.6 dB	0.4 dB	0.1 dB	0.1 dB	0.1 dB	0.2 dB	0.3 dB
D	Eq. 5-14	0.4 dB	0.5 dB	0.4 dB	0.5 dB	0.6 dB					
E	Eq. 5-13						0.3 dB	0.1 dB	0.2 dB	0.3 dB	0.4 dB
F	k_{set}	**0.5 dB**	**0.5 dB**	**0.5 dB**	**0.5 dB**	**0.5 dB**	**0.2 dB**	**0.1 dB**	**0.2 dB**	**0.3 dB**	**0.3 dB**
G	u_{set}	**±0.4 dB**	**±0.1 dB**	**±0.3 dB**	**±0.1 dB**	**±0.3 dB**	**±0.2 dB**	**±0.0 dB**	**±0.2 dB**	**±0.1 dB**	**±0.1 dB**

5.5. Fremdgeräusche

5.5.1. Beschreibung

Fremdgeräusche sind Geräusche, die nichts mit dem zu messenden Ereignis zu tun haben. Sie sind während des gesamten Messvorgangs präsent und bewirken eine Pegelveränderung unbekannter Höhe, welche als akustische Verunreinigung des eigentlichen Fluglärmgeräusches interpretiert werden kann.

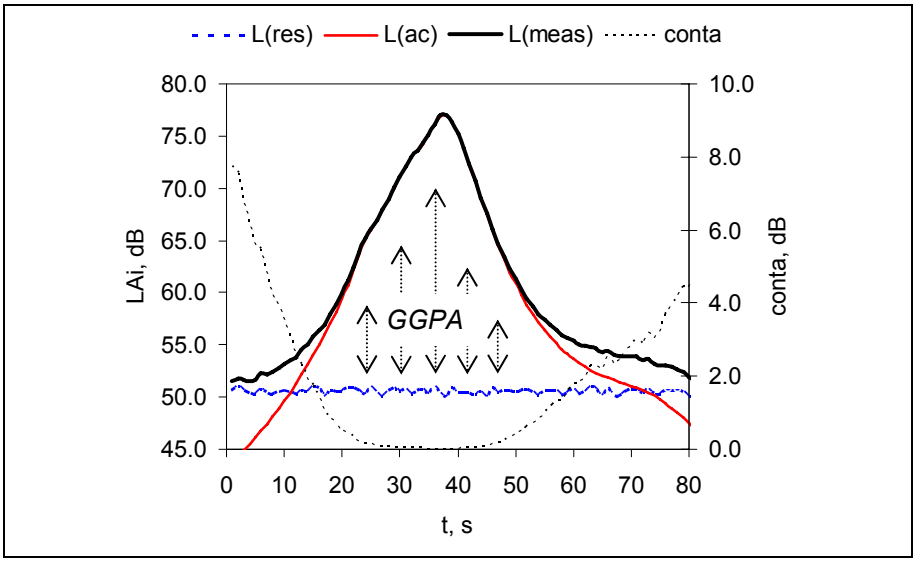


Fig. 5-4 Zusammenhang zwischen Grundgeräuschpegelabstand *GGPA*, Hintergrundgeräuschpegel L_{res}, Fluglärmpegel L_{ac} und Messpegel L_{meas}.

Das Ausmass dieser Kontamination hängt dabei vom Grundgeräuschpegelabstand *GGPA* ab. Je höher jener ist, desto geringer ist die Verunreinigung resp. Kontamination. Dies wird anhand von Fig. 5-4 verdeutlicht. Die Grafik zeigt die zeitlichen Pegelverläufe eines annähernd konstanten Hintergrund-

[28] Die Standardunsicherheit wird aus der Standardabweichung der Korrekturwerte von Anhang A19.2 und der Differenz der in den Zeilen C, D und E gegebenen Werte berechnet; pro Standort erhält man somit zwei Werte, die zuerst quadriert und dann addiert werden; von der resultierenden Summe wird anschliessend die positive Quadratwurzel gezogen.

geräusches (L_{res}, blau) und des effektiven Fluglärmgeräusches (L_{ac}, rot). Gemessen wird jedoch die energetische Summe der beiden Geräusche. Sie entspricht in der Grafik der schwarzen Kurve (L_{meas}).

Je näher nun der momentane Fluglärmpegel dem Pegel des Hintergrundgeräusches kommt, umso mehr wird die Messung verfälscht. Ist der Grundgeräuschpegelabstand jedoch genügend hoch, so bestehen praktisch keine Unterschiede zwischen den Pegeln des gemessenen und des unverfälschten Fluglärmgeräusches. Die Differenz dieser beiden Grössen gibt somit direkt die Höhe der Kontamination in Dezibel an:

Eq. 5-16 $$conta = L_{meas} - L_{ac}$$

Die schwarz gepunktete Linie in Fig. 5-4 zeigt den zeitlichen Verlauf von *conta* (Angabe auf der rechten Skala). Wird in Eq. 5-16 das Vorzeichen gewechselt, erhält man direkt den Pegelwert, mit welchem eine reale Messung zu korrigieren ist, wenn sie mit einer Berechnung verglichen wird. Somit gilt für die Korrektur k_{conta} zur Berücksichtigung der Kontamination durch Fremdgeräusche:

Eq. 5-17 $$k_{conta} = -conta$$

5.5.2. Wirkung von Fremdgeräuschen auf Maximal- und Ereignispegel

Die im vorangegangenen Kapitel 5.5.1 gemachten Annahmen sind in Anhang A19.4 formalistisch umgesetzt. Die dort gegebenen drei Grundgleichungen gelten sowohl für Momentanpegel als auch für Maximalpegel und zeitintegrierte Grössen wie Ereignis- resp. Mittelungspegel. Durch Umformen und Zusammenführen der Gleichungen erhält man direkt die Rechenvorschrift zur Bestimmung der Kontamination *conta* in Funktion des Grundgeräuschpegelabstands:

Eq. 5-18 $$conta = 10 \cdot \lg\left(1 + 10^{-0.1 \cdot GGPA}\right) \qquad \text{mit: } GGPA = L_{A,\max} - L_{res}$$

Eq. 5-18 gilt in erster Linie für Maximalpegel. Die Gleichung lässt sich aber auch auf den Ereignispegel anwenden, wenn angenommen wird, dass das Hintergrundgeräusch während eines Fluglärmereignisses konstant bleibt und sich der Ereignispegel mit Hilfe des Maximalpegels ausdrücken lässt (Details siehe Anhang A19.4). Im linken Teilbild von Fig. 5-5 ist Eq. 5-18 grafisch umgesetzt. Die schwarze Kurve zeigt die Höhe der Kontamination eines gemessenen Pegels in Funktion des Grundgeräuschpegelabstands.

Der Einfluss von Fremdgeräuschen lässt sich aber auch mittels Simulationen abschätzen. Gemäss Eq. 5-16 ergibt sich der Fremdgeräuscheinfluss aus der Differenz des kontaminierten Messpegels und dem Pegel des unverfälschten Fluglärmgeräusches. Dieser lässt sich messtechnisch nur mit grossem Aufwand bestimmen. Mittels Simulationen ist er jedoch leicht zu ermitteln, denn die Berechnung ist definitionsgemäss frei von Fremdgeräuschen.

Werden nun die Maximal- und Ereignispegel der Einzelflugsimulation einmal ohne und einmal mit Berücksichtigung des Grundgeräuschpegels berechnet, so lässt sich in Funktion des Grundgeräuschpegelabstands die Höhe der Kontamination bestimmen. Dabei wird beim Ereignispegel nur über die t_{10}-Zeit integriert. Als Grundgeräuschpegel L_{res} wird ein Wert eingesetzt, welcher sich aus der energetischen Differenz des gemessenen Gesamtlärms und des gemessenen Fluglärms ergibt. Die entsprechenden Werte sind in Anhang A18.2 tabelliert. Anhang A19.3 zeigt die Ermittlung des Grundgeräuschpegels am Beispiel der Messstationen in Zürich.

Wie in Kapitel 3.3.4 bereits erwähnt, überschätzt diese Vorgehensweise den Grundgeräuschpegel, denn die Randzonen der Pegel-Zeit-Verläufe werden wegen der Messschwellen so zum Hintergrundgeräusch gezählt, obwohl sie Bestandteil des Fluglärmgeräusches sind. Deshalb werden die pro Station ermittelten Grundgeräuschpegelabstände zu niedrig ausfallen, was wiederum einen zu hohen Kontaminationswert *conta* resp. Korrekturwert k_{conta} ergibt.

Die Resultate der Simulationsrechnungen sind im rechten Teilbild von Fig. 5-5 dargestellt, wo pro Geräuschpegelabstandsklasse von 1 dB ein Mittelwert der Pegeldifferenzen gemäss Eq. 5-16 bestimmt wird. Die schwarze Linie zeigt die Höhe der Kontamination beim Maximalpegel, die orange diejenige beim Ereignispegel in Funktion des Grundgeräuschpegelabstands. Die grauen Säulen entsprechen der Anzahl verfügbarer Werte. Die Simulationen bestätigen nur teilweise die theoretische

Kurve des linken Teilbilds. Wie die Simulation zeigt, unterschätzt Eq. 5-18 die Kontamination des Ereignispegels. Um die Kontamination des Ereignispegels in Funktion des Grundgeräuschpegelabstands besser abbilden zu können, wird die orange Kurve parametrisiert, was folgende Funktionsgleichung ergibt:

Eq. 5-19 $$conta_{LAE} = 4.6 \cdot \exp(-0.2 \cdot GGPA)$$

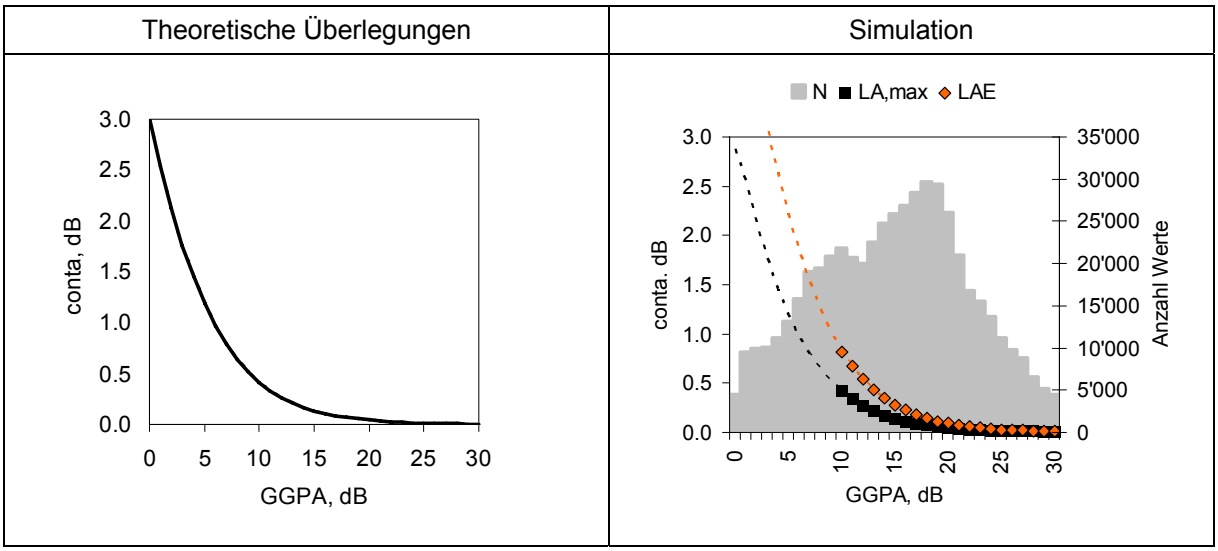


Fig. 5-5 Fremdgeräuscheinfluss auf gemessene Maximalpegel (schwarz) und Ereignispegel (orange). Beim Ereignispegel wird nur der Ausschnitt des zeitlichen Pegelverlaufs berücksichtigt, welcher nicht mehr als 10 dB unterhalb des Pegelmaximums liegt.

5.5.3. Wirkung von Fremdgeräuschen auf den Mittelungspegel

Die Wirkung der Fremdgeräusche auf den Mittelungspegel wird für ausgewählte Monitoringstationen in Zürich und in Genf unter Anwendung von Eq. 5-19 geschätzt. Die dazu notwendigen Grundgeräuschpegelabstände *GGPA* sind nachfolgend tabelliert. Es handelt sich um Mittelwerte der an den Monitoringstationen in den Jahren 2000 bis 2003 registrierten Messwerte (vgl. Anhang A19.11). Wie Tab. 5-5 zeigt, sind die Korrekturen ziemlich gering. Sie bewegen sich bei den ausgewählten Standorten zwischen -0.1 und -0.2 dB. Die Standardunsicherheit der Korrekturen u_{conta} nimmt dagegen Werte von bis zu 0.5 dB an. Da sie wesentlich grösser ist als die Korrektur selbst, sollte fallweise entschieden werden, ob eine nachträgliche Korrektur des Mittelungspegels wegen Fremdgeräuscheinfluss angebracht ist oder nicht, zumal die berechneten Pegelkorrekturen wegen der Überbewertung des Grundgeräuschpegels sowieso schon zu hoch ausfallen.

Tab. 5-5 Einfluss von Fremdgeräuschen auf den Mittelungspegel: Korrekturwerte und deren Unsicherheit für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich inkl. Eingabeparameter.

		Zürich					Genf				
A	*Ort:*	NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
B	*GGPA*	18 dB	16 dB	21 dB	16 dB	16 dB	17 dB	23 dB	19 dB	18 dB	18 dB
C	*conta*	0.1 dB	0.2 dB	0.1 dB	0.2 dB	0.2 dB	0.2 dB	0.0 dB	0.1 dB	0.1 dB	0.1 dB
D	k_{conta}	**-0.1 dB**	**-0.2 dB**	**-0.1 dB**	**-0.2 dB**	**-0.2 dB**	**-0.2 dB**	**-0.1 dB**	**-0.1 dB**	**-0.1 dB**	**-0.1 dB**
E	u_{conta}	**±0.2 dB**	**±0.3 dB**	**±0.2 dB**	**±0.5 dB**	**±0.3 dB**	**±0.5 dB**	**±0.2 dB**	**±0.3 dB**	**±0.3 dB**	**±0.3 dB**

5.6. Unvollständige Erfassung aller Fluglärmereignisse

5.6.1. Beschreibung

Wie in Kapitel 5.4 diskutiert, bewirken Messschwellen die unvollständige Erfassung einzelner Fluglärmereignisse, was den Ereignispegel reduziert. Darüber hinaus können Vorbei- oder Überflüge, deren Maximalpegel unter der Messschwelle liegen, gar nicht erkannt werden. Fig. 5-6 illustriert diesen Sachverhalt am Beispiel von NMT7 in Zürich. Die schwarze, fette Kurve im Teilbild links zeigt die Häufigkeitsverteilung der gemessenen Maximalpegel. Sie ist unvollständig und bricht beim Schwellenpegel L_S ab. Dass unterhalb der Messschwelle sehr wohl noch Fluglärmereignisse auftreten, zeigt die feine rote Linie. Sie entspricht der Maximalpegelhäufigkeitsverteilung der anhand von Radaraufzeichnungen simulierten Einzelflüge. Es werden aber nicht nur die Verteilungen der Maximalpegel sondern auch diejenigen der Ereignispegel abgeschnitten, wie dem mittleren Teilbild in Fig. 5-6 entnommen werden kann.

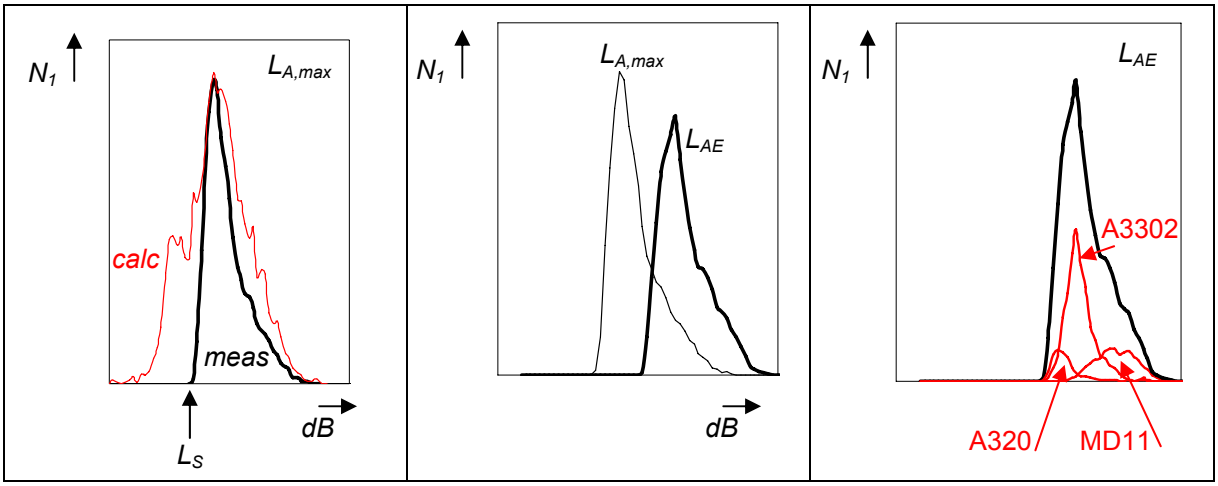


Fig. 5-6 Pegelhäufigkeiten an NMT7 in Zürich fürs Jahr 2003.

Links: Häufigkeitsverteilungen gemessener (meas) und berechneter (calc) Maximalpegel;
Mitte: Häufigkeitsverteilung gemessener Maximal- und Ereignispegel;
Rechts: Häufigkeitsverteilung gemessener Ereignispegel.

Ein erheblicher Teil der Fluglärmereignisse kann je nach Standort der Anlage somit wegen der Messschwellen gar nicht registriert werden. Die nicht erfassten Vorbei- oder Überflüge liefern zwar als einzelne Lärmereignisse relativ tiefe Pegelwerte, sie fehlen aber bei der messtechnischen Bestimmung des Jahresmittelungspegels, so dass dieser tendenziell zu tief ausfällt. Die Höhe der Über- resp. Unterbewertung hängt stark von der Erkennungs- resp. Erfassungsrate ab. Diese wiederum hängt ab von der Distanz des Mikrofonstandortes zum An- oder Abflugkorridor und von der Höhe der Messschwelle.

Als Erfassungsrate wird hier in Anlehnung an DIN 45643 [20] der Prozentsatz *p* verstanden, welcher sich aus dem Verhältnis der gemessenen Fluglärmereignisse zur Gesamtzahl aller Vorbei- resp. Überflüge ergibt. Es sollte jedoch nur derjenige Zeitraum in die Ermittlung von *p* einfliessen, während welcher die Anlage auch wirklich in Betrieb war. Dies lässt sich mit dem Verhältnis der Anzahl Tage eines Jahres zu den Betriebstagen der entsprechenden Anlage berücksichtigen. Damit berechnet sich der Prozentsatz *p* der erfassten Fluglärmereignisse wie folgt:

Eq. 5-20
$$p = \frac{d}{BT} \cdot \frac{N_1}{N_2} \cdot 100$$

N_1: Anzahl der gemessenen Fluglärmereignisse, die an einer bestimmten Messstelle in die Berechnung des Mittelungspegels *Leq* eingegangen sind.
N_2: Gesamtzahl der an einer bestimmten Messstelle während des Bezugzeitraums stattgefunden Vorbei- bzw. Überflüge.
BT: Anzahl Betriebstage (vgl. Anhang A19.9, Tabelle A).
d: Anzahl Tage eines Jahres.

Nachfolgend werden die Abweichungen im Jahresmittelungspegel als Funktion von *p* ermittelt. Die Untersuchung erfolgt für ausgewählte Monitoringstationen in Genf und Zürich. Es kommt ein von Isermann et al. vorgeschlagenes Verfahren zur Anwendung [54]. Es beruht auf der analytischen Korrektur unvollständig gemessener Pegelverteilungen. Das Konzept wird im nachfolgenden Kapitel kurz erläutert. Die zugehörigen mathematischen Beschreibungen finden sich in den Anhängen A4.4 und A4.5.

5.6.2. Korrektur unvollständiger gemessener Pegelverteilungen

Eine nachträgliche Korrektur von unvollständig gemessenen Pegelverteilungen lässt sich nur dann analytisch vollziehen, wenn die zugrunde liegende Verteilungsfunktion bekannt ist. Gemessene Pegelverteilungen sind häufig zwei- oder mehrgipflig (vgl. Abbildungen in Anhang A19.10), so dass sie sich mittels der gängigen Verteilungsfunktionen nicht mathematisch beschreiben lassen. Ausgeprägte Spitzen werden in der Regel durch unterschiedliche Routen hervorgerufen.

Unregelmässigkeiten in der Verteilung dagegen sind meist durch einzelne Flugzeugtypen verursacht. Im rechten Teilbild von Fig. 5-6 ist dies am Beispiel von NMT7 in Zürich dargestellt. Neben der Häufigkeitsverteilung aller Ereignispegel sind dort die gemessenen Verteilungen von drei verschiedenen Flugzeugtypen eingezeichnet. Die A3302 als der am häufigsten erfasste Flugzeugtyp bestimmt die Spitze der Gesamtverteilung. Die MD11 als eines der lautesten Flugzeuge gibt dagegen den Verlauf am oberen Rand der Gesamtverteilung vor.

Aus Fig. 5-6 wird ersichtlich, dass die Gesamtverteilung gemessener Pegel aus vielen einzelnen Pegelverteilungen zusammensetzt werden kann. Diese können unter bestimmten Voraussetzungen als normal verteilt angenommen werden. Prinzipiell sollte nach Flugzeugtyp und An- resp. Abflugrichtung unterschieden werden. In der Regel genügt dies bereits. Überall dort, wo verschiedene Routen in abweichenden Distanzen zum Messort beflogen werden, sollte zusätzlich eine Unterscheidung nach Flugrouten erfolgen. Unter Umständen müssen beim Start noch verschiedene Leistungsstufen beachtet werden, da diese je nach Flugzeugtyp zu mehrgipfligen Verteilungen führen können.

In Anhang A19.8 sind zwei Beispiele gegeben. Dargestellt sind die Maximal- und Ereignispegel der startenden A320 an NMT6 in Zürich und NMT05 in Genf. Rein visuell beurteilt, liegt Normalverteilung vor. Ein Anpassungstest, welcher nur auf den L_{AE} angewendet wird, liefert das gegenteilige Ergebnis.[29] Der Grund dafür liegt in der langschwänzigen Verteilung, was im Quantil-Quantil-Diagramm am oberen und unteren Rand der Normalenlinie zu Abweichungen führt. Lässt man die extremsten Beobachtungen weg, verschwindet die Langschwänzigkeit, und es kann Normalverteilung angenommen werden.

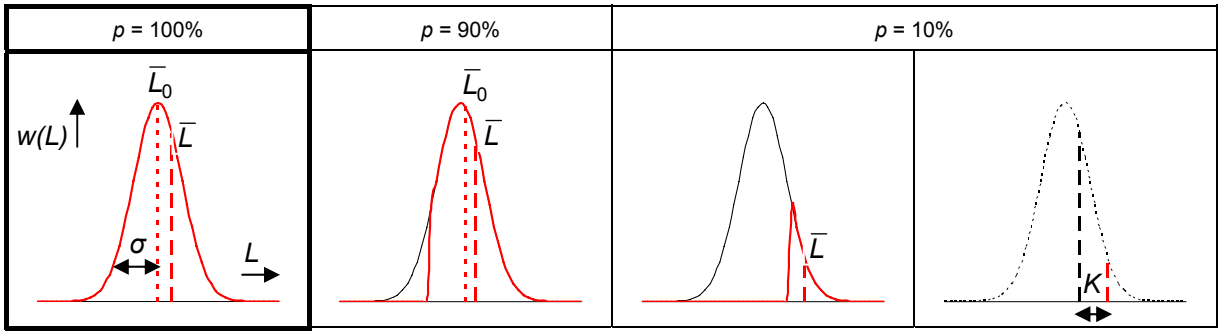


Fig. 5-7 Normalverteilungsfunktion sowie Lage des arithmetischen Mittelwerts $\bar{L}_0$ und des energetischen Mittelwerts $\bar{L}$ je nach Prozentsatz der erfassten Lärmereignisse p.

[29] Explorativer Datenanalyse in SPSS 12.0 [5]: Die gemessenen Pegelverteilungen im Jahre 2003 werden typenspezifisch an den Stationen Nr. 1, 5, 6 7, 05 und 11 mittels des Lillefors-Tests (einer Modifikation des Kolmogorov-Smirnov-Tests) auf Normalverteilung geprüft. Als Teststatistik wird die grösste Abweichung der empirischen kumulativen Verteilungsfunktion von der theoretischen verwendet [105]. Es werden nur diejenigen Pegelverteilungen getestet, die sämtliche Fluglärmereignisse enthalten (*p*=100%). Es handelt sich um insgesamt 88 Pegelverteilungen. 31 (oder 35%) können bei einer Irrtumswahrscheinlichkeit von 5% als normal verteilt betrachtet werden.

Die mathematische Beschreibung der Normalverteilungsfunktion ist in Anhang A4.4 gegeben. Fig. 5-7 zeigt im Teilbild ganz links ihre grafische Darstellung. Darin sind die beiden wichtigsten Kenngrössen der Verteilung eingezeichnet: Der Erwartungswert aller Messwerte (nachfolgend als arithmetischer Mittelwert bezeichnet) und die Streuung σ von Einzelmessungen um diesen Erwartungswert. Zusätzlich dargestellt ist die Lage des energetischen resp. logarithmischen Mittelwerts, welcher über dem arithmetischen liegt und sich bei Vorliegen der vollständigen Verteilung aus diesem berechnen lässt (vgl. Anhang A4.4).

Falls wegen Messschwellenkriterien nur ein Teil der Pegelverteilung gemessen wird, so werden nicht die tatsächlichen Mittelwerte resp. die tatsächliche Standardabweichungen, sondern die aus den gemessenen Pegeln ermittelten Grössen bestimmt. Dabei sind die gemessenen Mittelwerte grösser als die tatsächlichen.

Fig. 5-7 verdeutlicht dies: Je kleiner der Prozentsatz der erfassten Lärmereignisse ist, umso mehr nach rechts verschieben sich die arithmetischen und logarithmischen Mittelwerte. Die gemessenen Standardabweichungen dagegen werden mit abnehmendem Prozentsatz p kleiner. Geht man nun von normal verteilten Pegeln aus, so lassen sich aus den gemessenen Grössen die tatsächlichen Grössen analytisch berechnen, indem die gemessenen Mittelwerte und Standardabweichungen wie folgt korrigiert werden:

Eq. 5-21 $$\overline{L}_{ij} = \overline{L}_{meas,ij} - K_{ij}(\sigma_{ij}, p_{ij}, k)$$ wobei: k = 10

mit: $$\sigma_{ij} = SD_{ij} \cdot S_{ij}(p)$$

Die Korrektur K hängt dabei vom Äquivalenzparameter[30] k, vom Prozentsatz p der erfassten Lärmereignisse sowie von der tatsächlichen Standardabweichung σ ab. Diese ergibt sich direkt aus der gemessenen Standardabweichung SD und dem Korrekturfaktor $S(p)$, welcher unter Kenntnis von p analytisch bestimmt werden kann.

Die Korrekturen $K(\sigma,p,k)$ und $S(p)$ sind Funktionen des Wahrscheinlichkeitsintegrals der Normalverteilung. Die Werte dieses Integrals können geeigneten mathematischen Tabellenwerken entnommen oder numerisch berechnet werden (vgl. Anhang A4.5). Die genaue Form der beiden Korrekturfunktionen ist im Anhang A4.4 dargestellt.

Eq. 5-21 kann sowohl auf Maximalpegel- als auch Ereignispegelverteilungen angewendet werden. Die Korrektur muss jedoch wegen des oben beschriebenen Einflusses einzelner Typen und Routen auf die Form der Verteilung typen- und routenspezifisch erfolgen, was in Eq. 5-21 mit den Indizes i und j angedeutet wird. Je nach räumlicher Verteilung der Flugbewegungen kann unter Umständen auf eine routenspezifische Betrachtung verzichtet werden. Eine Unterscheidung in Start- und Landerichtung ist dagegen zwingend.

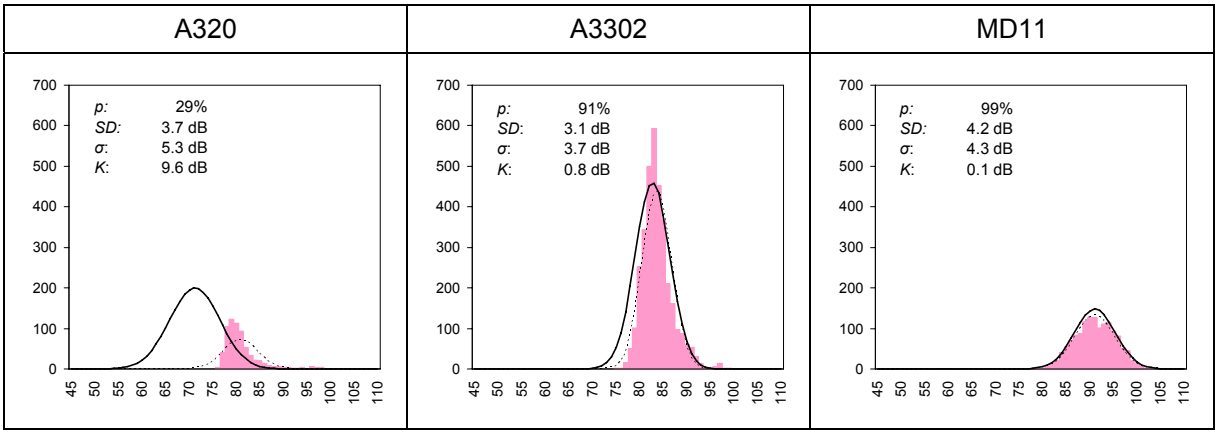


Fig. 5-8 Zürich 2003, NMT7, Starts auf Piste 16 von 06 bis 22 Uhr. Empirische und analytische Häufigkeitsverteilungen des Ereignispegels für drei ausgewählte Flugzeugtypen.

[30] Es wird Energieäquivalenz angenommen; somit ist k = 10.

Fig. 5-8 zeigt drei ausgewertete Beispiele. Es werden die im rechten Teilbild von Fig. 5-6 eingezeichneten typenspezifischen Ereignispegelverteilungen dargestellt. Die Säulen zeigen die Häufigkeiten der realen Messpegel. Sie entsprechen der roten Linie in Fig. 5-6. Die punktierte Linie entspricht dem Normalverteilungsdiagramm vor, die ausgezogene Linie dem Normalverteilungsdiagramm nach der Korrektur. Zusätzlich sind einige Kennzahlen gegeben. Die restlichen Zahlenwerte sowie weitere Beispiele sind in Anhang A19.7 zu finden.

Aus Fig. 5-8 ist gut erkennbar, dass bei niedrigen Erfassungsraten *p* sich die gemessenen Pegel am oberen Ende der Verteilung konzentrieren (A320). Bei vollständiger Erfassung der Über- resp. Vorbeiflüge dagegen ähnelt die empirische Pegelverteilung stark der Normalverteilung (MD11).

Voraussetzung für die Anwendbarkeit des oben beschriebenen Verfahrens ist die Kenntnis des Anteils erfasster Fluglärmereignisse sowie die Kenntnis der Standardabweichung gemessener Pegelverteilungen. Letztere ist umso zuverlässiger, je höher der Prozentsatz der erfassten Fluglärmereignisse ist.

Isermann gibt an, dass bei einem Anteil von weniger als 40 Prozent, die durch das Korrekturverfahren gewonnenen Mittelwerte vorsichtig zu interpretieren sind. Da jedoch Flugzeugtypen mit geringer Erfassungsrate einen vernachlässigbaren Anteil zur Gesamtenergie und damit zum Mittelungspegel liefern (vgl. Fig. 5-9), werden vereinfachend keine Einschränkungen bezüglich der Anwendbarkeit des Korrekturverfahrens gemacht.

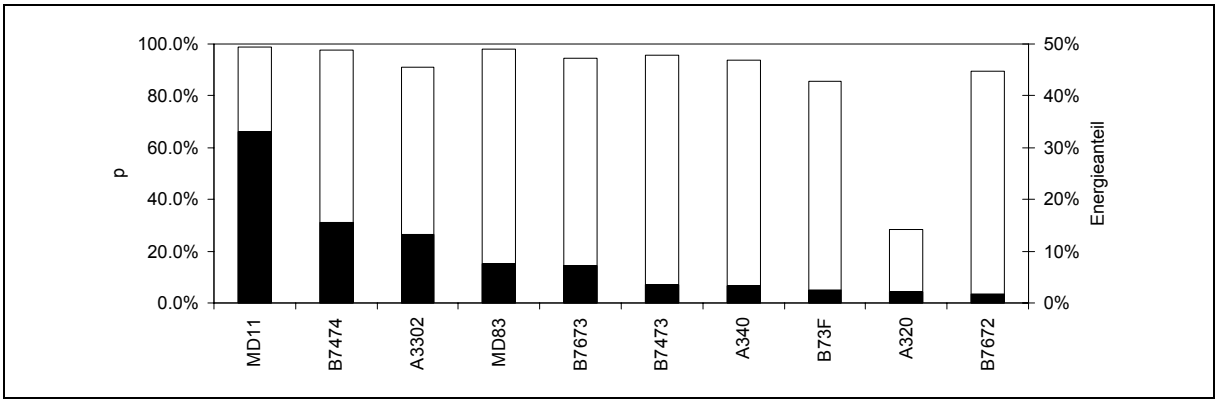


Fig. 5-9 Zürich 2003, NMT7, Starts auf Piste 16 von 06 bis 22 Uhr: Anteil der erfassten Fluglärmereignisse (weisse Säulen, Grössenachse links) und Energieanteil (schwarze Säulen, Grössenachse rechts); die zugehörigen Werte sind in Anhang A19.7 gegeben.

5.6.3. Korrektur des Mittelungspegels in Abhängigkeit der Erfassungsrate

In Abhängigkeit der Erfassungsraten wird ein Korrekturwert berechnet, welcher die fehlenden Fluglärmereignisse im Mittelungspegel kompensiert. Der Korrekturwert wird mit k_{miss} bezeichnet. Er ergibt sich aus den verfügbaren Messwerten, indem daraus ein Mittelungspegel ermittelt wird, welcher nicht nur die erfassten, sondern sämtliche Flugbewegungen berücksichtigt. Dabei wird unter Anwendung des im vorangegangenen Kapitel 5.6.2 beschriebenen Korrekturverfahrens pro Typ und An- resp. Abflugrichtung die fehlende Schallenergie bestimmt und zu einem Mittelungspegel „der nicht erfassten Fluglärmereignisse“ aufsummiert:

Eq. 5-22
$$L_{eq,miss} = 10 \cdot \lg\left(N_{ij} \cdot \left(\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=1}^{n} (1-p) \cdot 10^{0.1 \cdot \tilde{L}_{AE,ij}} \right) \right) + 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T} \right)$$

mit:
$$\tilde{L}_{AE,ij} = \bar{L}_{AE,meas,ij} - K_{ij}(\sigma_{ij}, p_{ij}, k)$$
wobei: $k = 10$

i: Index für An- und Abflugrichtung
j: Index für Typ
t_0: Bezugszeit von einer Sekunde.
T: Betrachtungszeit in Sekunden (vgl. Tabelle in Anhang A2.4)

Addiert man diesen Pegelwert energetisch zum gemessenen, so erhält man eine Schätzung für den tatsächlichen Mittelungspegel. Der gesuchte Korrekturwert k_{miss} ergibt sich dann aus der Differenz des tatsächlichen zum gemessenen Mittelungspegel:

Eq. 5-23
$$k_{miss} = \Delta L_{Aeq} = \tilde{L}_{Aeq,meas} - L_{Aeq,meas} = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{10^{0.1 \cdot L_{Aeq,miss}}}{10^{0.1 \cdot L_{Aeq,meas}}}\right)$$

mit:
$$\tilde{L}_{Aeq,meas} = 10 \cdot \lg\left(10^{0.1 \cdot L_{Aeq,miss}} + 10^{0.1 \cdot L_{Aeq,meas}}\right)$$

Der gemessen Mittelungspegel $L_{Aeq,meas}$ wird unter Anwendung von Eq. 3-2 auf Seite 14 bestimmt. Tab. 5-6 zeigt die mittels Eq. 5-23 berechneten Pegeldifferenzen resp. Korrekturwerte am Beispiel von je vier Monitoringstationen in Genf und Zürich (Zeile D). Die zugehörigen Mittelungspegel sind in Anhang A19.9 gegeben (Tabellen E, F und G).

Die in Tab. 5-6 aufgelisteten Korrekturwerte entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen der Tabelle H in Anhang A19.9. Die zugehörigen Unsicherheiten u_{miss} werden dabei den Standardunsicherheiten dieser Mittelwerte gleichgesetzt. Zusätzlich gibt Tab. 5-6 den Prozentsatz p der erfassten Fluglärmereignisse an, die unter Anwendung von Eq. 5-20 berechnet wurden. Auch hier handelt es sich um Mittelwerte. Die zugehörigen Einzelwerte sind ebenfalls in Anhang A19.9 tabelliert (Tabelle C).

Tab. 5-6 Einfluss der Erfassungsrate auf den Mittelungspegel: Korrektur und deren Unsicherheit für ausgewählte Monitoringstationen in Zürich und Genf.

		Zürich					Genf				
A	Ort:	NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
B	p	94%	93%	91%	56%	51%	50%	70%	61%	59%	57%
C		±1%	±2%	±2%	±3%	±2%	±1%	±8%	±3%	±8%	±12%
D	k_{miss}	**0.0 dB**	**0.1 dB**	**0.0 dB**	**0.3 dB**	**0.4 dB**	**0.7 dB**	**0.6 dB**	**0.7 dB**	**0.8 dB**	**0.7 dB**
E	u_{miss}	**±0.0 dB**	**±0.0 dB**	**±0.0 dB**	**±0.0 dB**	**±0.1 dB**	**±0.2 dB**	**±0.0 dB**	**±0.0 dB**	**±0.1 dB**	**±0.1 dB**

Je höher die Erfassungsrate ist, desto geringer wird der Korrekturwert. An den ausgewählten Stationen bewegt sich dieser in einem Bereich von 0.0 bis 0.8 dB. Bei Erfassungsraten über 95 Prozent ist eine nachträgliche Korrektur nicht mehr nötig. Unterhalb einer Erfassungsrate von 40 Prozent dagegen können anhand der verfügbaren Daten keine Aussagen mehr bezüglich einer Korrektur des Mittelungspegels wegen unvollständiger Erfassung der Vorbei- resp. Überflüge gemacht werden.

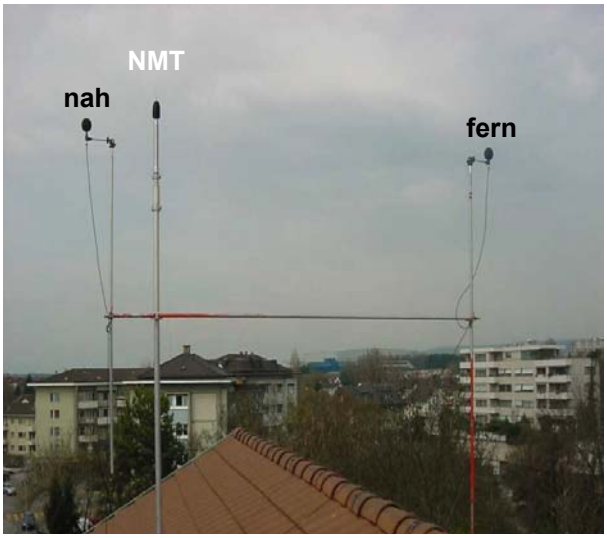
5.7. Eichfehler der Mikrofone und Einfluss der Messumgebung

5.7.1. Beschreibung

Messmikrofone sind meist auf Masten montiert, welche auf Hausdächern stehen. Bei der Montage der Mikrofone wird darauf geachtet, dass direkte Sichtverbindung zur Lärmquelle besteht. Damit sollen Abschattungen verhindert werden, was in den meisten Fällen auch gelingt. Reflexionen dagegen sind unvermeidbar. Sie können als spezifische Eigenschaft des Messstandorts angesehen werden, wobei bereits ein kleinräumiges Verschieben der Mikrofonposition unter Umständen das Messresultat verändert. In welchem Umfang derartige Veränderungen auftreten, wird nachfolgend untersucht. Zu diesem Zweck werden bei vier verschiedenen Monitoringstationen in Genf und Zürich zwei zusätzliche Mikrofone montiert, eines nahe dem Messmikrofon der Station und eines in einigen Metern Entfernung. Fig. 5-10 zeigt die dazu notwendige Konstruktion am Beispiel einer Station in Zürich. Neben der Untersuchung von kleinräumigen Effekten dient die Versuchsanordnung aber auch zur Aufdeckung allfälliger Fehlmessungen. Falls einzelne Mikrofone ausserhalb der Gerätetoleranz messen und/oder Reflexionen den Messpegel systematisch erhöhen, lässt sich dies mittels Korrekturen ausgleichen. Für Falschmessungen wird die Korrektur k_{instr}, für den Einfluss der Messumgebung k_{loc} verwendet. Beide sind nur gültig für den spezifischen Messstandort, für welchen sie bestimmt werden. Eine Übertragung auf andere Standorte ist problematisch.

5.7.2. Korrekturen wegen Eichfehler der Mikrofone

Durch den Vergleich der begleiteten mit den automatischen Messungen sollen mögliche Fehlmessungen von Monitoringstationen aufgedeckt werden. Es werden die Messergebnisse des Stationsmikrofons mit denjenigen des unmittelbar daneben montierten Mikrofons verglichen (in Fig. 5-10 mit „nah“ bezeichnet). Dabei werden für jedes erfasste Lärmereignis die Einzelereignispegeldifferenzen ermittelt. Diese werden anschliessend statistisch ausgewertet, indem ein arithmetischer Mittelwert (*Mean*), eine Standardabweichung der Stichprobe (*SD*) und eine Standardunsicherheit des Mittelwerts (*SE*) berechnet werden. Die entsprechenden Werte können der Tabelle zu Fig. 5-10 entnommen werden.



NMT minus nah:

Ort	*Mean*	*SD*	*N*	*SE*
NMT05	1.0	0.8	116	0.08
NMT10	0.2	1.8	111	0.17
NMT6	-0.5	0.4	84	0.04
NMT7	-0.7	0.6	66	0.07

Fig. 5-10 Messeinrichtung und Resultate des Vergleichs von manuell erhobenen Messungen mit automatischen Messungen; dargestellt sind die statistischen Auswertungen der Einzelereignispegeldifferenzen ΔL_{AE} (Angaben in dB).

Ob die in Fig. 5-10 ausgewiesenen Abweichungen signifikant sind oder nicht, wird mit dem *t*-Test geprüft (vgl. Kapitel 3.8.5). Tab. 5-7 zeigt die Resultate des Tests. Da bei den begleiteten Messungen keine Schwellen angewendet werden, sind die automatischen Messungen zu korrigieren, bevor auf Signifikanz der Abweichung getestet wird. Die dazu notwendigen Korrekturen und ihre Unsicherheiten sind in der Tab. 5-4 zu finden.

Tab. 5-7 Test auf signifikante Abweichungen zwischen begleiteten und automatischen Messungen; das Signifikanzniveau beträgt 5%.

Unkorrigierte Stationswerte:

Anlage	Ort	NMT minus nah			
		$d\bar{L}$	*u=SE*	*P-W.*	*Sign.*
Genf	NMT05	1.0 dB	0.1 dB	0.00	***
	NMT10	0.2 dB	0.2 dB	0.15	(n.s)
Zürich	NMT6	-0.5 dB	0.0 dB	0.00	***
	NMT7	-0.7 dB	0.1 dB	0.00	***

Korrigierte Stationswerte:

Anlage	Ort	k_{set}	u_{set}	NMT minus nah			
				$d\bar{L}$	*u*	*P-W.*	*Sign.*
Genf	NMT05	0.1 dB	0.0 dB	1.1 dB	0.1 dB	0.00	***
	NMT10	0.3 dB	0.1 dB	0.5 dB	0.2 dB	0.01	*
Zürich	NMT6	0.5 dB	0.3 dB	0.0 dB	0.3 dB	0.88	(n.s)
	NMT7	0.5 dB	0.1 dB	-0.2 dB	0.2 dB	0.32	(n.s)

$u = \sqrt{u_{set}^2 + SE^2}$; *P-W.*: Wahrscheinlichkeitswert; *Sign.*: Signifikanz (vgl. Anhang A5).

In Tab. 5-7 werden der Vollständigkeit halber sowohl die Testresultate unter Verwendung der unkorrigierten als auch diejenigen unter Verwendung der korrigierten Stationswerte aufgeführt. Vor der Korrektur sind nur die Abweichungen an NMT10 nicht signifikant (n.s). Nach der Korrektur sind sie dort schwach signifikant. An NMT6 und NMT7 sind die Abweichungen nach der Korrektur dagegen nicht signifikant.

Anhand der vorliegenden Testresultate kann davon ausgegangen werden, dass die Mikrofone an den Stationen 6, 7 und 10 innerhalb der Gerätetoleranz messen. Somit sind keine Korrekturen wegen offensichtlicher „Fehlmessungen" nötig. Ohne nähere Prüfung gilt diese Annahme auch für die restlichen Stationen in Zürich und Genf.

Ausgenommen davon ist NMT05, da dort die festgestellten Abweichungen sowohl vor als auch nach der Korrektur höchst signifikant sind. Das Mikrofon von NMT05 misst somit systematisch zu hohe Ereignispegel. Ob dies generell so ist, oder ob es nur während der Messkampagne vom April 2000 der Fall war, kann anhand der vorliegenden Daten nicht entschieden werden. Beim Vergleich mit berechneten Mittelungspegeln wird deshalb für NMT05 eine Pegelkorrektur k_{instr} von -1.0 dB angenommen.

Anmerkung:

Die für die Anlage in Genf verantwortliche Person bestätigte technische Mängel bei der automatischen Messung an der Station Nr. 05, die aber mit der Erneuerung der gesamten Anlage Ende 2002 behoben sind. Somit gilt die aufgeführte Korrektur nur für Messungen des Jahres 2000. Die Fehlmessungen an NMT05 müssen jedoch als Ausreisser angesehen werden, denn die Anlagen in Genf und Zürich werden sehr gut gewartet und periodisch überprüft, so dass Eichfehler und damit Fehlmessungen praktisch ausgeschlossen sind. In Zürich beispielsweise wird die Messkette alle zwei Jahre vom Bundesamt für Metrologie METAS kontrolliert und geeicht. Mindestens zweimal jährlich werden die Messstellen mit einem geprüften Pistonphon getestet und falls nötig neu kalibriert. Zweimal täglich werden die Messketten mit einem Testsignal geprüft und Abweichungen automatisch als Fehlermeldungen ausgegeben. Von Fehlermeldungen betroffene Messungen werden nicht verwendet.

5.7.3. Korrekturen wegen kleinräumiger Effekte bei den Mikrofonstandorten

Mittels des Vergleichs der Messungen an den zusätzlich montierten Mikrofonen (in Fig. 5-10 mit „nah" und „fern" bezeichnet) werden kleinräumige Unterschiede in der Messumgebung untersucht. Auch hier werden jeweils für jedes erfasste Lärmereignis die Einzelereignispegeldifferenzen bestimmt. Diese werden anschliessend statistisch ausgewertet, indem ein arithmetischer Mittelwert (*Mean*), eine Standardabweichung der Stichprobe (*SD*) und eine Standardunsicherheit des Mittelwerts (*SE*) berechnet werden. Ob die mittleren Pegeldifferenzen im statistischen Sinne signifikant sind oder nicht, wird anschliessend auch hier mit dem *t*-Test geprüft. Tab. 5-8 zeigt die statistische Auswertung der Einzelpegeldifferenzen sowie die Resultate des Tests.

Tab. 5-8 „nah" minus „fern".

Anlage	Ort	Statistik				*t*-Test	
		Mean	*SD*	*N*	*SE*	*P-W.*	*Sign.*
Genf	NMT05	0.0	0.3	120	0.03	0.104	(n.s)
	NMT10	0.0	0.8	125	0.08	0.514	(n.s)
Zürich	NMT6	0.4	0.8	87	0.09	0.000	***
	NMT7	-1.6	0.7	85	0.07	0.000	***

SD: Standard Deviation; N: Anzahl Werte; SE: Standard Error; P-W.: Wahrscheinlichkeitswert; *Sign.*: Signifikanz

Bei den beiden Stationen in Genf (NMT05 & NMT10) sind die ermittelten Abweichungen nicht signifikant, so dass keine systematischen Effekte aufgrund kleinräumiger Unterschiede in der Messumgebung zu erwarten sind. Bei den Stationen in Zürich dagegen messen die zwei zusätzlichen Mikrofone signifikant unterschiedliche Pegel. Der Grund dafür sind Reflexionen an der Dachoberfläche.

Am Standort von NMT6 treten Reflexionen bei beiden Mikrofonen auf, da Überflüge sowohl links als auch rechts des Dachgiebels erfolgen. Die Lage der Flugzeuge bezüglich der Mikrofone scheint jedoch tendenziell so zu sein, dass im Mittel eine leichte, jedoch signifikante Erhöhung des gemessenen Pegels auftritt. Ob dies nur während der Messkampagne der Fall war oder generell gilt, kann anhand des vorliegenden Datenmaterials nicht entschieden werden. Deshalb wird auf eine Korrektur des Messpegels wegen kleinräumiger Effekte verzichtet.

Im Gegensatz zu NMT6 ist bei NMT7 nur das entfernte Mikrofon von Reflexionen betroffen. Würde das Stationsmikrofon an jener Stelle stehen, so würde es im Mittel rund 1.6 dB zu hohe Ereignispegel messen. Der Montageort ist jedoch der Flugverkehrsführung angepasst, indem er sich über der Dachfläche befindet, wo keine Reflexionen die Messungen verfälschen. Eine nachträgliche Korrektur des Messpegels wegen kleinräumiger Effekte ist somit auch hier nicht notwendig.

Der Vergleich der Messungen an den zusätzlich montierten Mikrofonen zeigt jedoch auf, dass je nach Flugverkehrsführung resp. je nach Lage der Flugzeuge bezüglich der Messmikrofone Pegelüberhöhungen von 1 bis 2 Dezibel auftreten können. Im Mittel sind es an den vier untersuchten Stationen 0.5 dB. Dieser Wert wird nachfolgend als standortbezogene Unsicherheitskomponente u_{loc} verwendet. Damit sollen für die vorliegend nicht untersuchten Stationen allfällige systematische Effekte der Messumgebung berücksichtigt werden, da sich anhand des zur Verfügung stehenden Datenmaterials keine individuellen, auf jeden Messstandort zugeschnittene Korrekturen ableiten lassen.

5.8. Gesamtunsicherheit von Messungen an Monitoringstationen

5.8.1. Beschreibung

Es werden die in den vorangegangenen Kapiteln einzeln diskutierten Komponenten der Messunsicherheit zusammengefasst. Die Ausführungen werden unterteilt in Korrekturen wegen systematischer Effekte und Standardunsicherheiten wegen zufallsbedingter Schwankungen. Sowohl die Korrekturen als auch die eigentlichen Standardunsicherheiten der Messung werden exemplarisch für je fünf Monitoringstationen in Genf und Zürich ausgewiesen. Dabei muss unterschieden werden, ob Korrekturen resp. Unsicherheiten von gemessenen Einzelereignispegeln L_{AE} oder von gemessenen Mittelungspegeln L_{Aeq} anzugeben sind. Gemäss dem in Kapitel 5.2 vorgeschlagenen Konzept sind bei Ereignispegeln die Komponenten *instrumentation* ($_{instr}$), *setting* ($_{set}$) und *contamination* ($_{conta}$) zu berücksichtigen. Bei Mittelungspegeln kommt noch die Komponente *missing* ($_{miss}$) hinzu. Werden die Messungen mit Berechnungen verglichen, muss zusätzlich die Messumgebung einbezogen werden, was mittels der Komponente *location* ($_{loc}$) geschieht.

5.8.2. Korrekturen wegen systematischer Effekte

Tab. 5-9 zeigt eine Zusammenstellung der Pegelkorrekturen zur Kompensation systematischer Effekte. Die Zahlenwerte sind in Fig. 5-11 grafisch dargestellt, wobei im Diagramm links sämtliche identifizierten Korrekturwerte einzeln und pro Messstation abgebildet sind. Das Diagramm rechts zeigt die Summe der Korrekturen für den L_{AE} (weisse Säulen) und diejenige für den L_{Aeq} (schwarze Säulen). Die Korrekturen für den L_{AE} sind in Tab. 5-9 mit k_1, diejenigen für den L_{Aeq} mit k_2 bezeichnet.

Aus Tab. 5-9 und Fig. 5-11 wird ersichtlich, dass ein gemessener Ereignispegel nur geringfügig korrigiert werden muss, sofern das verwendete Mikrofon richtig misst, denn die Unterbewertung wegen der Messgeräteeinstellungen und die Überbewertung wegen Fremdgeräuschen gleichen sich beinahe aus. Die Werte für k_1 bewegen sich ohne Berücksichtigung von NMT05 zwischen 0.0 und +0.4 dB. Im Mittel beträgt k_1 rund +0.2 dB.

Die Korrekturen k_2 für den Mittelungspegel sind dagegen durchwegs höher als diejenigen für den Ereignispegel. Der Grund liegt in der Kompensation nicht erfasster Fluglärmereignisse. Ohne Berücksichtigung von NMT05 bewegen sich die Korrekturen des Mittelungspegels je nach Standort zwischen +0.3 und +0.9 dB. Im Mittel sind es +0.6 dB. Wegen der vermuteten Messung ausserhalb der Gerätetoleranz müssen bei NMT05 die Ereignispegel um 1 dB, die Mittelungspegel um 0.3 dB nach unten korrigiert werden.

Tab. 5-9 Übersicht der Korrekturen zur Kompensation von systematischen Effekten an ausgewählten Messstationen in Genf und Zürich (gerundete Werte).

Komponenten:	Zürich					Genf				
	NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
k_{instr}	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	-1.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB
k_{set}	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.2 dB	0.1 dB	0.2 dB	0.3 dB	0.3 dB
k_{conta}	-0.1 dB	-0.2 dB	-0.1 dB	-0.2 dB	-0.2 dB	-0.2 dB	-0.1 dB	-0.1 dB	-0.1 dB	-0.1 dB
k_{miss}	0.0 dB	0.1 dB	0.0 dB	0.3 dB	0.4 dB	0.7 dB	0.6 dB	0.7 dB	0.8 dB	0.7 dB
k_{loc}	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB
k_1	**0.3 dB**	**0.3 dB**	**0.4 dB**	**0.3 dB**	**0.3 dB**	**0.0 dB**	**-1.0 dB**	**0.1 dB**	**0.1 dB**	**0.2 dB**
k_2	**0.4 dB**	**0.3 dB**	**0.4 dB**	**0.6 dB**	**0.7 dB**	**0.6 dB**	**-0.3 dB**	**0.7 dB**	**0.9 dB**	**0.9 dB**

$$k_1 = k_{instr} + k_{set} + k_{conta} \quad \text{(vgl. Eq. 5-2)}$$

$$k_2 = k_{instr} + k_{set} + k_{conta} + k_{miss} \quad \text{(vgl. Eq. 5-3)}$$

Werden gemessene mit berechneten Pegeln verglichen, so muss bei den Gesamtkorrekturen k_1 und k_2 zusätzlich die Standortkorrektur k_{loc} berücksichtigt werden (vgl. Eq. 5-6 und Eq. 5-8). Sie beträgt für die ausgewählten Messstandorte 0 dB, so dass die in Tab. 5-9 und in Fig. 5-11 aufgeführten Korrekturen für den L_{AE} und den L_{Aeq} beim Vergleich von Messung und Berechnung ohne Anpassungen angewendet werden können.

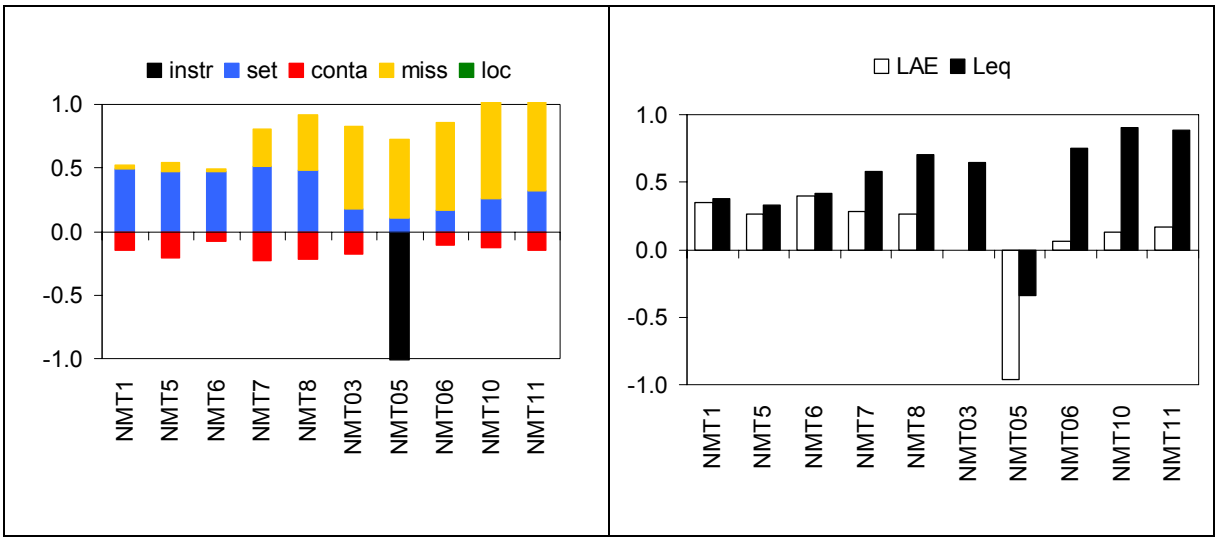


Fig. 5-11 Korrekturen zur Kompensation systematischer Effekte; Erläuterungen siehe Text.

5.8.3. Standardunsicherheiten wegen zufallsbedingter Schwankungen der Messergebnisse

Wie der Tab. 5-10 entnommen werden kann, bewegt sich die Standardunsicherheit gemessener Ereignis- und Mittelungspegel je nach Standort zwischen 0.6 und 0.8 dB (u_1 für L_{AE} und u_2 für L_{Aeq}). Dabei trägt die Unsicherheit u_{instr} im Mittel rund 67% zur kombinierten Fehlervarianz bei (vgl. Fig. 5-12, Diagramm links).

Werden bei Ereignis- und Mittelungspegeln zusätzlich die Unsicherheit der Messumgebung berücksichtigt (u_3 für L_{AE} und u_4 für L_{Aeq}), was beim Vergleich mit berechneten Werten notwendig ist, so ergibt sich eine Standardunsicherheit zwischen 0.8 und 0.9 dB. Die Standardunsicherheit des Mittelungspegels ist jeweils praktisch identisch mit demjenigen des Ereignispegels, weil u_{miss} sehr gering ist und im Falle der untersuchten Stationen keinen Einfluss auf die Gesamtunsicherheit hat.

Die Unsicherheitskomponenten u_{set}, u_{conta}, u_{loc} und u_{miss} variieren von Messstandort zu Messstandort. Bei jedem der vorliegend untersuchten Stationen tragen sie immer mehr als 50% zur kombinierten Fehlervarianz bei (vgl. Diagramm rechts von Fig. 5-12). Im Mittel sind es 58%. Somit sind die Unsicherheiten der verwendeten Pegelkorrekturen ein wesentlicher Faktor bei der Bestimmung der Messunsicherheit.

Tab. 5-10 Komponenten der Messunsicherheit für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich (gerundete Werte).

Kompo-nenten	Zürich					Genf				
	NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
u_{instr}	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB
u_{set}	0.4 dB	0.1 dB	0.3 dB	0.1 dB	0.3 dB	0.2 dB	0.0 dB	0.2 dB	0.1 dB	0.1 dB
u_{conta}	0.2 dB	0.3 dB	0.2 dB	0.5 dB	0.3 dB	0.5 dB	0.2 dB	0.3 dB	0.3 dB	0.3 dB
u_{miss}	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.1 dB	0.2 dB	0.0 dB	0.0 dB	0.1 dB	0.1 dB
u_{loc}	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.5 dB
u_1	**0.7 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.7 dB**	**0.7 dB**	**0.8 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**
u_2	**0.7 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.7 dB**	**0.7 dB**	**0.8 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**	**0.6 dB**
u_3	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**
u_4	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**	**0.8 dB**

$$u_1 = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2} \quad \text{(vgl. Eq. 5-4)}$$

$$u_2 = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{miss}^2} \quad \text{(vgl. Eq. 5-5)}$$

$$u_3 = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{loc}^2} \quad \text{(vgl. Eq. 5-7)}$$

$$u_4 = \sqrt{u_{instr}^2 + u_{set}^2 + u_{conta}^2 + u_{miss}^2 + u_{loc}^2} \quad \text{(vgl. Eq. 5-9)}$$

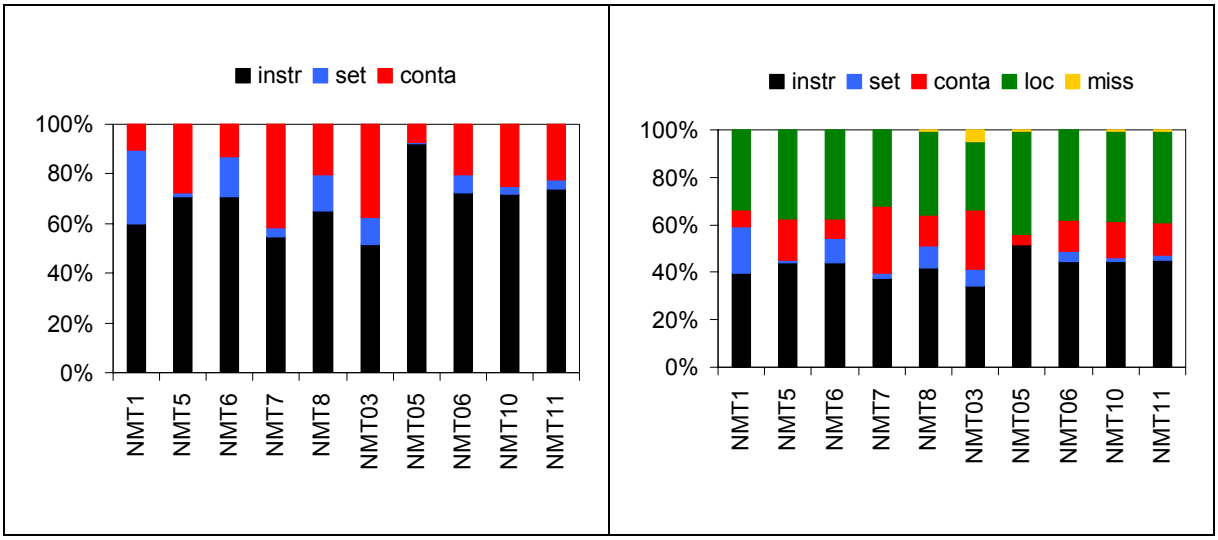


Fig. 5-12 Varianzanteile der Messunsicherheitskomponenten.

5.9. Fazit zur Messunsicherheit

Die Messunsicherheit wird durch die verwendeten Messgeräte sowie durch lokale Einflussfaktoren bestimmt. Je nach Standort dominieren die lokalen Effekte. Dabei gilt es zu unterscheiden zwischen Messungen, die manuell durchgeführt und begleitet werden und Messungen, die automatisch erfolgen.

Begleitete Messungen sind sehr gut kontrolliert. Am Messort befindet sich ein Akustiker oder Messingenieur, welcher die Messung überwacht. Zudem wird das Mikrofon meist auf Masten, die auf der grünen Wiese stehen, in zehn Metern Höhe montiert. Dank dieser sehr gut kontrollierten Messbedingungen können deshalb bei begleiteten Messungen lokale Einflussfaktoren wie Fremdgeräusche oder Reflexionen an Gebäuden verhindert oder ausgeblendet werden, so dass Verfälschungen der Messung praktisch ausgeschlossen sind. Somit sind keine Korrekturen wegen systematischer Effekte notwendig. Was bleibt, ist die Messunsicherheit der verwendeten Geräte. Sie beträgt rund 0.5 dB.

Im Gegensatz dazu müssen automatische Messanlagen ohne direkte Kontrolle durch einen Messingenieur auskommen. Zudem sind die Standorte aus messtechnischer Sicht oft nicht ideal. Messmikrofone werden meist dort aufgestellt, wo Menschen wohnen. In Wohngebieten sind die technischen Anforderungen an eine Messung jedoch ungleich höher als auf der grünen Wiese. Neben den gerätebedingten Unsicherheiten beeinflussen hier Bebauung und Fremdgeräusche die Genauigkeit der Messung. In der Regel sind diese Effekte standortspezifisch. Deshalb ist es auch praktisch unmöglich, eine allgemein gültige Aussage über die Standardunsicherheit von Monitoringmessungen zu machen. Bei den vorliegend untersuchten Stationen bewegt sich diese je nach Fragestellung zwischen 0.6 und 0.9 dB.

Automatische Messungen müssen den Spagat machen zwischen der Anforderung einer sauberen Trennung von Fluglärm- und Fremdgeräuschen sowie dem Anspruch, so viele Fluglärmereignisse wie möglich zu erfassen, damit ein möglichst vollständiges Bild über die Fluglärmsituation gezeichnet werden kann. Mittels fester oder auch variabler Messschwellen wird versucht, Fluglärm von Fremdlärm zu trennen. Dies führt jedoch dazu, dass automatische Messungen tendenziell zu tiefe Einzelereignis- und Mittelungspegel ausweisen. Dieser Effekt sollte korrigiert werden, bevor Messungen mit Berechnungen verglichen werden. Aber auch hier hängen die Korrekturen stark von den örtlichen Gegebenheiten ab. Sie können je nach Standort knapp +1.0 dB betragen. Im Falle der untersuchten zehn Stationen sind es im Mittel +0.6 dB.

Die Korrekturen sind jedoch mit relativ hohen Unsicherheiten behaftet, so dass beispielsweise beim Vergleich von gemessenen und berechneten Mittelungspegeln die Messunsicherheit zur Hälfte von der Unsicherheit der Korrekturen bestimmt wird. Deshalb sollte in einer Validierung, wo mittels Messungen geprüft wird, ob Berechnungen den an sie gestellten Anforderungen genügen, unbedingt Gleiches mit Gleichem verglichen werden. Damit ist gemeint, dass einerseits in den Simulationsrechnungen die Messgeräteeinstellungen zu berücksichtigen sind. Andererseits sollten nur Messungen verwendet werden, welche als einwandfrei deklariert werden und deren Maximalpegel mehr als 15 dB über dem Grundgeräuschpegel liegt. Werden Messungen von automatischen Anlagen zur Validierung herangezogen, sollten nur Stationen benutzt werden, die Erfassungsraten von über 80% aufweisen. Ideal ist eine Erfassungsrate von mehr als 90%. Auf diese Weise kann einerseits das nachträgliche Korrigieren umgangen werden, andererseits entfallen die Unsicherheiten der Korrekturen bei der Bestimmung der Messunsicherheit.

6. Vergleich zwischen Berechnung und Messung

6.1. Überblick

Durch den Vergleich zwischen Berechnung und Messung wird die Validierung der Berechnung angestrebt. Dabei wird geprüft, ob die Berechnung für die vorgesehene Anwendung taugt, oder ob die Berechnung die in sie gesteckten Anforderungen erfüllt. Je nachdem können die Anforderungen recht unterschiedlich sein. Wenn beispielsweise Konfigurations- und Schubänderungen laufend berücksichtigt werden müssen, sind die Anforderungen an die Berechnung ungleich höher, als wenn nur mittlere Flugbetriebsszenarien abzubilden sind.

Als Primäranforderung gilt die Bestimmung des Jahresmittelungspegels. Es wird somit zuerst geprüft, ob das Berechnungsverfahren geeignet ist, diesen abzubilden (Kapitel 6.2). Da sich der Jahresmittelungspegel aus einer Vielzahl von Einzelflügen unterschiedlicher Flugzeugtypen zusammensetzt, wird zusätzlich geprüft, mit welcher Genauigkeit der Immissionspegel einzelner Flugzeugtypen reproduziert werden kann (Kapitel 6.3). Als Referenz dienen begleitete Messungen sowie automatische Messungen an ausgewählte Monitoringstationen.

Die Anforderungen sind dann erfüllt, wenn die Differenzen zwischen Berechnung und Messung im statistischen Sinne nicht signifikant sind. Dies wird unter Anwendung der Modell- und Messunsicherheiten, welche in den Kapiteln 4 und 5 quantitativ ausgewiesen sind und mittels der statistischen Werkzeuge von Kapitel 3.8 getestet. Je nach Befund muss entschieden werden, ob und wie die Belastungsberechnungen wegen auftretender systematischer Effekte zu korrigieren sind oder ob Anpassungen im akustischen Modell notwendig sind.

Um dies zu entscheiden, werden die Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Einzelereignispegeln in Abhängigkeit verschiedener Einflussgrössen analysiert (Kapitel 6.4). Im Vordergrund stehen wichtige Modellparameter wie Distanz, Flughöhe, Elevation und seitliche Schallabstrahlung. Zusätzlich wird der Einfluss verschiedener klimatischer Grössen wie Temperatur, Feuchte und Wind untersucht.

Auf diese Weise können Abhängigkeiten identifiziert, und wichtige von unwichtigen Einflussgrössen getrennt werden. Zudem lassen sich die Grenzen und die Anwendungsbereiche des vorliegend untersuchten Berechnungsverfahrens FLULA2 aufzeigen. Daneben lässt sich entscheiden, bei welchen Komponenten des akustischen Modells sinnvollerweise angesetzt wird, um die festgestellten Pegeldifferenzen resp. Modellunsicherheiten zu verringern.

6.2. Vergleich berechneter und gemessener Mittelungspegel

6.2.1. Durchgeführte Untersuchungen

Berechnete und gemessene Mittelungspegel werden miteinander verglichen, indem der gemessene Pegel vom berechneten abgezogen wird (vgl. Eq. 3-19 auf Seite 42). Die entsprechenden Differenzen sind in Form von Säulen in den Grafiken auf der nächsten Seite dargestellt. Die zugehörigen Pegelwerte sind im Anhang A20 zu finden.

Die Fehlerbalken in den nachfolgenden Diagrammen geben die Standardunsicherheiten der berechneten Differenzen an. Zu ihrer Berechnung wird Eq. 3-20 benutzt. Die dazu benötigten Mess- und Berechnungsunsicherheiten können in den Kapiteln 4.6 und 5.8 oder ebenfalls im Anhang A20 nachgeschlagen werden. Dort sind zusätzlich die Vorschriften zu deren Berechnung gegeben.

Fig. 6-1 zeigt die Pegeldifferenzen ohne Korrektur der Messwerte. Die zugehörigen kombinierten Standardunsicherheiten berechnen sich aus den ungewichteten ortsspezifischen Modellunsicherheiten (U_1 in Tab. 4-5 auf Seite 75) und der Unsicherheit der Messkette u_{instr}.

Fig. 6-2 dagegen zeigt die Pegeldifferenzen unter vorgängiger Korrektur der Messwerte. Es werden die Korrekturen k_2 in Tab. 5-9 auf Seite 105 verwendet. Die zugehörigen kombinierten Standardunsicherheiten berechnen sich aus den ungewichteten ortsspezifischen Modellunsicherheiten (U_1 in Tab. 4-5) sowie aus der Messunsicherheit, welche in Tab. 5-10 auf Seite 106 mit u_4 bezeichnet wird.

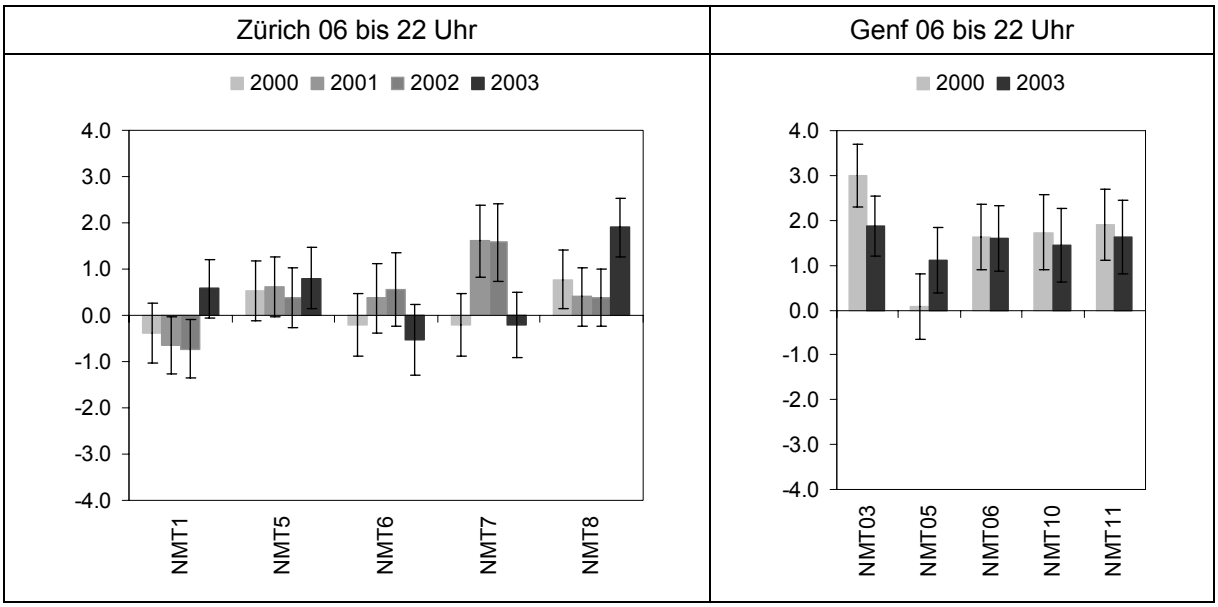


Fig. 6-1 Vergleich von Berechnungen und nicht korrigierten Messungen an ausgewählten Monitoringstationen in Zürich und Genf.[31] Die Säulen zeigen die Differenzen (Berechnung minus Messung) der Tagesmittelungspegel (06 bis 22 Uhr), die Fehlerbalken die kombinierten Standardunsicherheiten der ausgewiesenen Pegeldifferenzen.

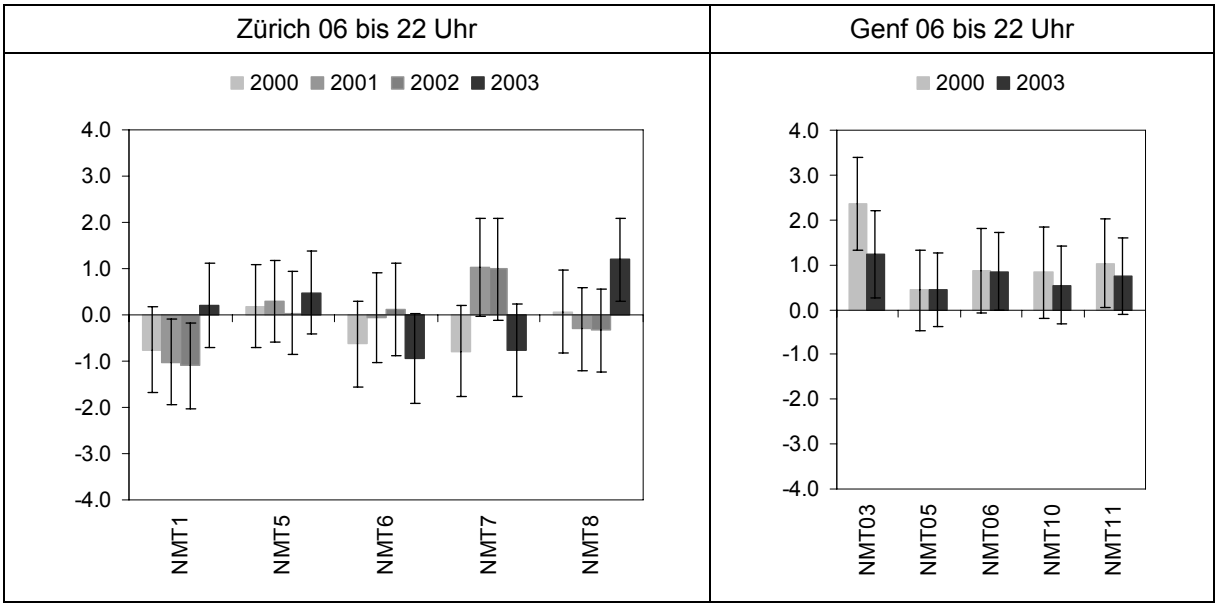


Fig. 6-2 Vergleich von Berechnungen und korrigierten Messungen an ausgewählten Monitoringstationen in Zürich und Genf. Die Säulen zeigen die Differenzen (Berechnung minus Messung) der Tagesmittelungspegel (06 bis 22 Uhr), die Fehlerbalken die kombinierten Standardunsicherheiten der ausgewiesenen Pegeldifferenzen.

6.2.2. Diskussion der Resultate

Wie in Kapitel 5 aufgezeigt, werden wegen der Schwellenkriterien die Messungen an den Monitoringstationen tiefer ausfallen als die Berechnungen. Betrachtet man die Pegeldifferenzen in Fig. 6-1, so wird dies bestätigt. Im Mittel über alle Stationen und ausgewerteten Jahre liegen die berechneten Pegel 0.8 dB über den Messpegeln. Die Standardabweichung der Pegeldifferenzen beträgt 0.9 dB.

[31] Im Anhang A18.1 sind zwei Karten zu finden, in denen die Lage der Monitoringstationen und Pisten von Zürich und Genf eingezeichnet sind.

Wegen der geringen Zahl an Freiheitsgraden lässt sich die Signifikanz der ausgewiesenen Differenzen nicht mittels des in Kapitel 3.8.5 vorgeschlagenen *t*-Tests prüfen. Es wird vereinfachend ein „Zwei-Sigma-Kriterium" angewendet, indem Abweichungen als signifikant deklariert werden, wenn ihr Betrag grösser ist als das Zweifache der ausgewiesenen Standardunsicherheit.[32] Tab. 6-1 zeigt die Resultate dieses vereinfachten Tests. Die zugehörigen Werte sind im Anhang A20 Tabelle (C) aufgeführt. Dort sind auch die Vorschriften zur Berechnung der Pegeldifferenzen und der Standardunsicherheiten sowie die Vorschriften zur Prüfung der Signifikanz der Abweichungen gegeben.

Tab. 6-1 Prüfung auf Signifikanz der Abweichungen zwischen Berechnung und Messung mittels eines „Zwei-Sigma-Kriteriums".

	Jahr	Zürich					Genf				
		NMT1	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT03	NMT05	NMT06	NMT10	NMT11
Originalmesswerte (Fig. 6-1)	2000	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	*	*	*
	2001	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)					
	2002	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					
	2003	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	*	(n.s)	*	*	*
Korrigierte Messwerte (Fig. 6-2)	2000	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
	2001	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					
	2002	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					
	2003	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)

(n.s) nicht signifikant; * signifikant

An drei von fünf Stationen in Zürich liegen die Abweichungen (ohne Korrektur der Messwerte) immer innerhalb der ausgewiesenen Standardunsicherheiten. Hier liefern Berechnung und Messung im oben definierten Sinne gleichwertige Resultate, das heisst, die Berechnung weicht nicht signifikant von der Messung ab. In Genf scheint die Berechnung dagegen signifikant zu hoch zu sein. Abgesehen von NMT05 liegen die Berechnungen zwischen 1 und 3 dB über den Messungen.

Von NMT05 wissen wir jedoch, dass sie zumindest während der Kontrollmessung vom April 2000 systematisch ein Dezibel zu laut gemessen hat (vgl. Kapitel 5.7.2). Wird dies berücksichtigt, ist auch für diese Station die Berechnung mehr als ein Dezibel lauter als die Messung. Korrigiert man jedoch nicht nur diesen sondern sämtliche systematischen Effekte, die in Kapitel 5 beschrieben sind, so bewegen sich die Pegeldifferenzen mit Ausnahme von NMT03 innerhalb der doppelten Standardunsicherheit.

Der Mittelwert der Pegeldifferenzen über alle Stationen und Jahre beträgt nach erfolgter Korrektur 0.2 dB. Die Standardabweichung der korrigierten Pegelwerte reduziert sich dabei leicht im Vergleich zur Standardabweichung der unkorrigierten. Im Gegensatz zu Genf, fallen die Korrekturen in Zürich etwas zu stark aus. Auffällig sind die Pegeldifferenzen bei NMT7 und NMT8. NMT6, welche dieselben Abflüge erfasst wie NMT7, zeigt eine vergleichbare Tendenz, jedoch weniger ausgeprägt. Ähnlich verhält es sich bei NMT1, welche im Bereich desselben Abflugkorridors liegt wie NMT8 (vgl. dazu die Kartendarstellungen in Anhang A18.1). Sowohl bei NMT1 wie auch bei NMT8 werden die Pegeldifferenzen von Jahr zu Jahr negativer. Das heisst, die gemessenen Mittelungspegel sind zunehmend höher im Vergleich zu den berechneten. Das Jahr 2003 durchbricht diesen Trend. Dort liegen die berechneten Pegel über den gemessenen.

Die Ursachen dafür sind nicht geklärt. Sie werden hier auch nicht näher untersucht, da sie nach dem oben definierten Zwei-Sigma-Kriterium nicht signifikant sind. Vieles deutet aber darauf hin, dass das Problem nicht bei der Messung, sondern bei der Berechnung zu suchen ist. Es gibt denn auch Hinweise, dass wegen fehlender Angaben zum aktuellen Abfluggewicht in der Simulation die Leistungssetzung nicht korrekt berücksichtigt wird. Hier bestehen zudem Schwächen im Modell, welches nur drei Leistungsstufen kennt (vgl. Kapitel 3.4.6 und Kapitel 4.3.7).

Zudem liegen NMT7 und NMT8 im Bereich von Kurvenflügen, was die Ermittlung der effektiven Erfassungsraten erschwert. Gerade bei Kurvenflügen kann ein gut steigendes Flugzeug derart früh abdre-

[32] Die zweifache Standardabweichung entspricht unter der Annahme, dass die Pegeldifferenzen normal verteilt sind, einem 95%-Vertrauensintervall.

hen, dass es gar nie in den Bereich der Messstation gelangt. Die ausgewiesenen Korrekturen zwecks Kompensationen fehlender resp. nicht erfasster Fluglärmereignisse sind in diesen Fällen tendenziell zu hoch. Dieses Problem besteht in Genf weniger, denn sämtliche untersuchten Stationen liegen dort im Bereich des geradlinigen An- resp. Abflugs, so dass die landenden resp. startenden Flugzeuge an den Stationen vorbeifliegen müssen.

Das Korrigieren erkannter systematischer Effekte ist unter Umständen ein heikles Unterfangen, denn die Korrekturen sind häufig selbst mit grossen Unsicherheiten behaftet. Anhand von Fig. 6-3 soll dies illustriert werden. Vergleicht man Berechnungen mit Messungen, indem die Differenzen ohne vorgängige Korrektur der Messwerte gebildet werden, so sind beim Mittelungspegel zwei Drittel der erklärten Fehlervarianz auf die Messunsicherheit und ein Drittel auf die Modellunsicherheit zurückzuführen. Benutzt man dagegen korrigierte Messwerte, so werden im Mittel rund 60% der Fehlervarianzen durch die Korrekturen und nur noch 10% durch die Modellunsicherheit erklärt.

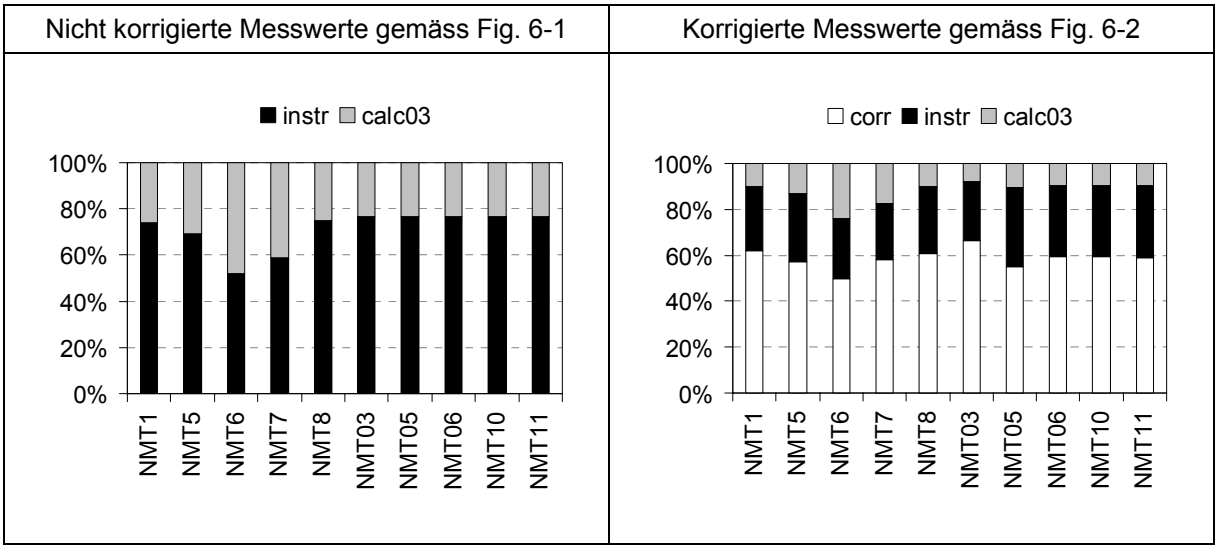


Fig. 6-3 Fehlervarianzen beim Vergleich von berechneten und gemessenen Mittelungspegeln am Beispiel der Belastungsberechnung 2003 für den Zeitabschnitt von 06 bis 22 Uhr. Die schwarzen Säulen entsprechen dem Anteil der Messkette (instr) an der kombinierten Varianz, die grauen Säulen (calc03) demjenigen der Berechnung, und die weissen Säulen (corr) beziehen sich auf den Varianzanteil der Korrekturen.

6.2.3. Fazit

In der Regel bestehen keine signifikanten Abweichungen zwischen den mit FLULA2 berechneten und aus Messungen an Monitoringstationen bestimmten Mittelungspegeln. Es zeigt sich jedoch, dass eine vorgängige Korrektur der gemessenen Mittelungspegel sinnvoll und notwendig ist. Sie sollte standortbezogen erfolgen. Durch die Korrektur reduzieren sich die Differenzen zwischen Berechnung und Messung im Mittel um rund 0.5 dB auf 0.2 dB. Die Streuung der Mittelungspegeldifferenzen beträgt zwischen den Messorten 0.8 dB.

Nach der Korrektur der gemessenen Mittelungspegel bewegen sich die Differenzen je nach Standort in einem Bereich (*Range*) von -1.0 bis +2.3 dB. Die erweiterten Standardunsicherheiten betragen zwischen 1.5 und 1.9 dB, so dass in rund 97% der untersuchten Fälle die Abweichungen als nicht signifikant eingestuft werden können. Das heisst, mit den verwendeten Unsicherheitskomponenten lassen sich die auftretenden Differenzen hinreichend erklären.

Damit genügt das Berechnungsverfahren der Anforderung, den Jahresmittelungspegel berechnen zu können. Die ausgewerteten Daten weisen nicht darauf hin, dass die Berechnung systematisch falsch wäre, was Anpassungen im Modell oder eine nachträgliche Korrektur der Berechnungen notwendig machen würde. Dennoch treten je nach Standort erhebliche Differenzen auf, deren Ursachen nicht geklärt sind. Diese können durch Vereinfachungen im akustischen Modell oder durch unerkannte Einflüsse der Messumgebung verursacht sein.

Um diesbezüglich mehr Klarheit zu schaffen, werden nachfolgend auf der Basis von Einzelflugsimulationen verschiedene Einflussfaktoren untersucht. Zuerst wird jedoch analysiert, ob einzelne Flugzeugtypen signifikant von Messungen abweichen oder nicht. Anschliessend wird untersucht, unter welchen Bedingungen systematische Effekte auftreten.

6.3. Vergleich berechneter und gemessener Einzelereignispegel

6.3.1. Durchgeführte Untersuchungen

Es werden berechnete und gemessene Ereignispegel von Einzelflügen miteinander verglichen, indem der gemessene Pegel vom berechneten abgezogen wird (vgl. Eq. 3-21 auf Seite 42). Die Pegeldifferenzen werden anschliessend statistisch ausgewertet. Die Auswertung erfolgt typenspezifisch und getrennt nach Starts und Landungen. Insgesamt 49 Typen werden analysiert. Es wird nicht nach einzelnen Messorten und Jahren unterschieden.[33] Eine entsprechende Analyse erfolgt in Kapitel 6.4.2. Es wird jedoch unterschieden nach automatischen Messungen an Monitoringstationen und nach begleiteten Messungen an ausgewählten Standorten. Die Lage der verschiedenen Messorte ist aus den Karten in Anhang A18.1 ersichtlich.

Die verfügbaren Messdaten wurden bereits in den Kapiteln 3.7.2 und 3.7.3 näher erläutert. Im Falle der automatischen Messungen werden nur diejenigen Pegelwerte verwendet, welche von den Flughäfen als brauchbar deklariert und einem bestimmten Flugzeugtyp eindeutig zugeordnet werden können. Knapp 220'000 von 225'000 Einzelmessungen können vorliegend statistisch ausgewertet werden. Bei den 5000 nicht verwendeten Ereignissen handelt es sich um sämtliche Messungen an Ausfalltagen sowie um Messungen, welche durch Windgeräusche beeinträchtigt sind oder die mehreren Ereignissen zugeordnet werden können. Sie sind in den Datensätzen mit dem Vermerk „*wind*“ resp. „*multiple*“ versehen.

Nachfolgende Tabellen zeigen die Anzahl der verfügbaren und ausgewerteten Ereignispegeldifferenzen. Rund drei Viertel entfallen auf die Messstandorte in Zürich. 84 Prozent sind Starts. In Abweichung zu den Erläuterungen in Kapitel 3.7.2 werden jedoch nicht 14 automatische Messstationen in die Analyse einbezogen, sondern nur 13. NMT05 wird wegen der systematisch zu hohen Messpegel ausgeschieden. Ebenfalls nicht berücksichtigt werden Messungen, die nach dem Chauvenetschen Kriterium als Ausreisser identifiziert werden (vgl. Kapitel 3.8.6). Etwa ein Prozent der Ereignisse sind davon betroffen.

Tab. 6-2 Anzahl verfügbare Ereignispegeldifferenzen.

Pro Anlage

Flug-operation	Automatische Messungen			Begleitete Messungen			**Total**
	Genf	Zürich	Total	Genf	Zürich	Total	
Landung	11'992	23'047	35'039	359	0	359	**35'398**
Start	39'612	144'625	184'237	431	2'049	2'480	**186'717**
Total	**51'604**	**167'672**	**219'276**	**790**	**2'049**	**2'839**	**222'115**

Pro Station (nur automatische Messungen)

Flug-operation	Genf				Zürich									**Total**
	NMT03	NMT06	NMT10	NMT11	NMT1	NMT2	NMT3	NMT4	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT9	
Landung	947	2'753	4'012	4'280			1'191	402	20'947	91			416	**35'039**
Start	10'236	12'314	8'876	8'186	39'073	20'547	5'199	2'361	15'216	23'853	15'821	20'671	1'884	**184'237**
Total	11'183	15'067	12'888	12'466	39'073	20'547	6'390	2'763	36'163	23'944	15'821	20'671	2'300	**219'276**

[33] Es interessiert, ob die einzelnen Flugzeugtypen im Mittel über alle Stationen und Jahre gesehen korrekt simuliert werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass die ortsspezifischen Messungen Stichproben derselben Grundgesamtheit sind.

Zu jedem gemessenen Einzelereignis wird in FLULA2 unter Verwendung der realen Radarflugbahn der L_{AE} berechnet. Dabei berücksichtigt die Simulation die individuellen Schwellenpegel resp. Messgeräteeinstellungen gemäss Tab. 3-1 auf Seite 14. Aus den berechneten Einzelereignispegeldifferenzen werden unter Verwendung von Eq. 3-22 und Eq. 3-23 pro Flugzeugtyp Mittelwerte, Varianzen resp. Standardabweichungen bestimmt.

Die entsprechenden Werte sind in den Anhängen A21.3, A21.5 und A21.6 in insgesamt sechs Tabellen abgelegt.[34] Neben den rein statistischen Grössen wie arithmetischer Mittelwert (*Mean)*, Standardabweichung (*SD)* und Anzahl Werte (*N)* sind dort auch die kombinierten Standardunsicherheiten der Pegeldifferenzen (*u*), der Wahrscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (*P-W.*) und die Signifikanz-Klassen (*Sign.*) gemäss der „Sternchen-Konvention" in Tab. 3-5 zu finden.

Das Vorgehen bei der Berechnung der Pegeldifferenzen und Standardunsicherheiten ist in Anhang A21.1 im Detail beschrieben. Zur besseren Übersicht sind dort zusätzlich die verwendeten Formeln tabellarisch zusammengestellt. Die Diagramme auf den nächsten beiden Seiten zeigen die Resultate der typenspezifischen Auswertungen, wobei Fig. 6-4 sich auf die Landungen und Fig. 6-5 auf die Starts bezieht. Die zugehörigen Daten befinden sich in Anhang A21.3.

In Fig. 6-4 und Fig. 6-5 wird nach automatischen und begleiteten Messungen unterschieden. Dabei zeigt jeweils ein Diagramm die mittleren Pegeldifferenzen (graue Säulen) und kombinierten Standardunsicherheiten (Fehlerbalken). Anhand der Säulen des zweiten Diagramms ist ersichtlich, in welchem Masse die einbezogenen Unsicherheitskomponenten *SE*, u_{meas}, u_{ac} und u_{att} zur kombinierten Standardunsicherheit beitragen. Zwecks besserer Übersicht sind die Flugzeugtypen aufsteigend nach den mittleren Pegeldifferenzen der automatischen Messungen geordnet.

Den Darstellungen liegen die ungewichteten, typenspezifischen Unsicherheiten $u_{ac,j}$ zugrunde, welche die Häufigkeit des Auftretens bei der Zuordnung einzelner Flugzeug- oder Triebwerktypen zum akustischen Referenztyp nicht berücksichtigen. Zudem wird in den Darstellungen nicht nach Zürich und Genf unterschieden. Eine entsprechende Aufschlüsselung findet sich jedoch in den Anhängen A21.5 und A21.6 (vgl. auch Fussnote Nr. 34). Die zugehörigen Grafiken sind in Anhang A22 gegeben.

Ob die ausgewiesenen Differenzen als rein zufällig einzustufen oder systematisch sind, wird mittels des in Kapitel 3.8.5 beschriebenen *t*-Tests geprüft. Voraussetzung dafür ist, dass die Eingangsgrössen normal verteilt sind. Wie die Diagramme und Grafiken in Anhang A21.2 zeigen, kann von einer annähernden Normalverteilung der Pegeldifferenzen ausgegangen werden.

Beim *t*-Test wird ein Signifikanzniveau von 5% gewählt. Wenn nun der Betrag der Testgrösse, welche sich gemäss Eq. 3-26 aus dem Mittelwert und der Standardunsicherheit der Pegeldifferenzen berechnet, kleiner oder gleich dem Wert der standardisierten Teststatistik ist, so wird die Nullhypothese H_0 angenommen, sonst gilt die Alternativhypothese H_A.

Null- und Alternativhypothese sind in Tab. 3-4 auf Seite 43 ausformuliert. Bei Annahme der Nullhypothese kann man davon ausgehen, dass die Abweichungen zwischen berechneten und gemessenen Pegeln mit einer Irrtumswahrscheinlichkeit von 5% durch die quantifizierten Modell- und Messunsicherheiten erklärt werden können. Wird die Nullhypothese H_0 jedoch verworfen, so liegen mit einer hohen Wahrscheinlichkeit zusätzliche, nicht erkannte systematische Effekte vor.

[34] Jeder Anhang enthält zwei Tabellen, eine für Landungen und eine für Starts. Anhang A21.3 zeigt die statistische Datenanalyse ohne Unterteilung in Zürich und Genf, jedoch getrennt nach automatischen und begleiteten Messungen. Die restlichen beiden Anhänge unterscheiden Zürich und Genf, wobei Anhang A21.5 die Analyse der automatischen, Anhang A21.6 diejenige der begleiteten Messungen zeigt.

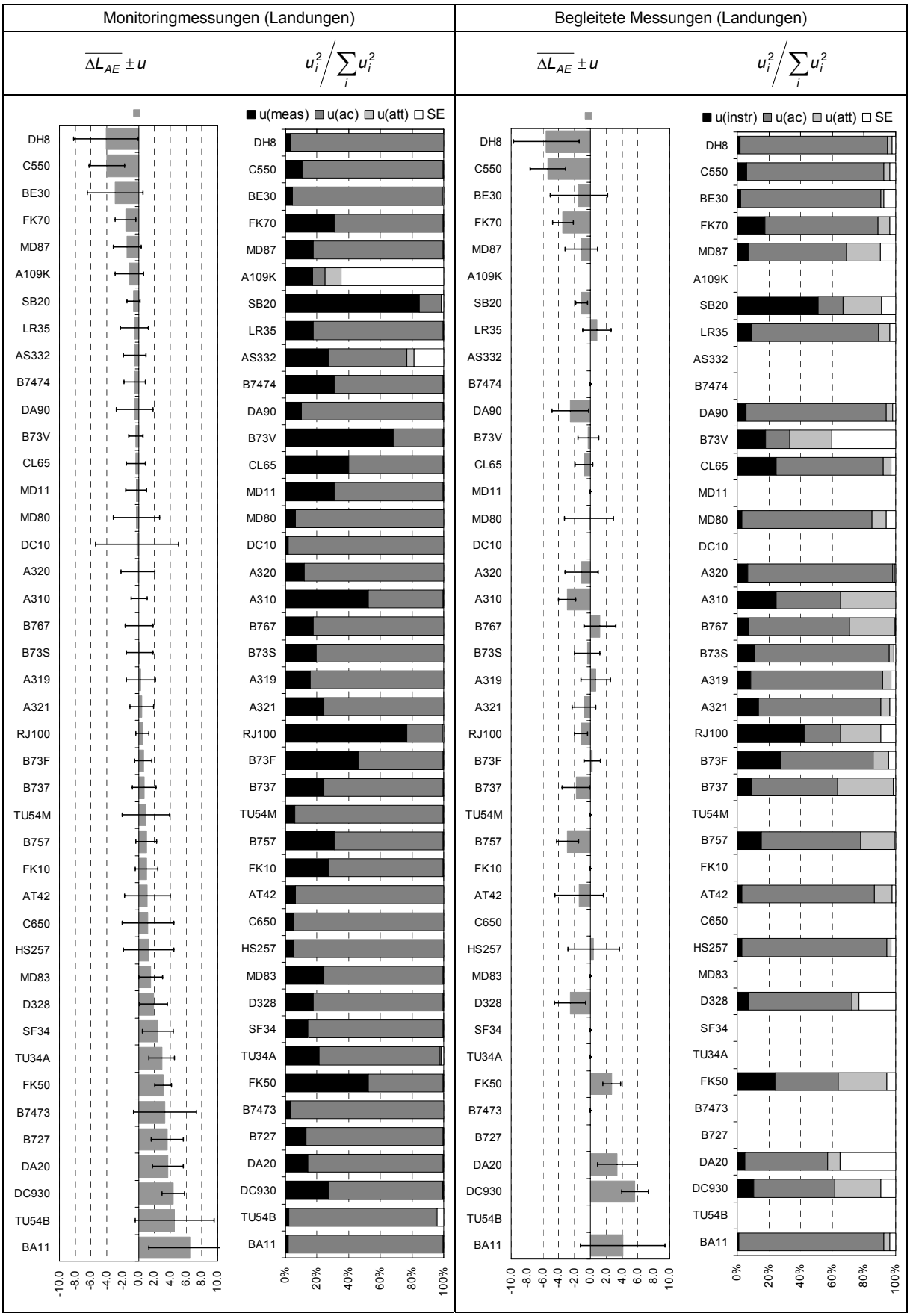

Monitoringmessungen (Landungen)
Begleitete Messungen (Landungen)
$\overline{\Delta L_{AE}} \pm u$
$u_i^2 \Big/ \sum_i u_i^2$
u(meas) u(ac) u(att) SE
u(instr) u(ac) u(att) SE
DH8 C550 BE30 FK70 MD87 A109K SB20 LR35 AS332 B7474 DA90 B73V CL65 MD11 MD80 DC10 A320 A310 B767 B73S A319 A321 RJ100 B73F B737 TU54M B757 FK10 AT42 C650 HS257 MD83 D328 SF34 TU34A FK50 B7473 B727 DA20 DC930 TU54B BA11
-10.0 -8.0 -6.0 -4.0 -2.0 0.0 2.0 4.0 6.0 8.0 10.0
0% 20% 40% 60% 80% 100%

Fig. 6-4 Statistische Auswertung von Ereignispegeldifferenzen landender Flugzeuge, getrennt nach automatischen und begleiteten Messungen (Erläuterungen siehe Text; Daten siehe Anhang A21.3).

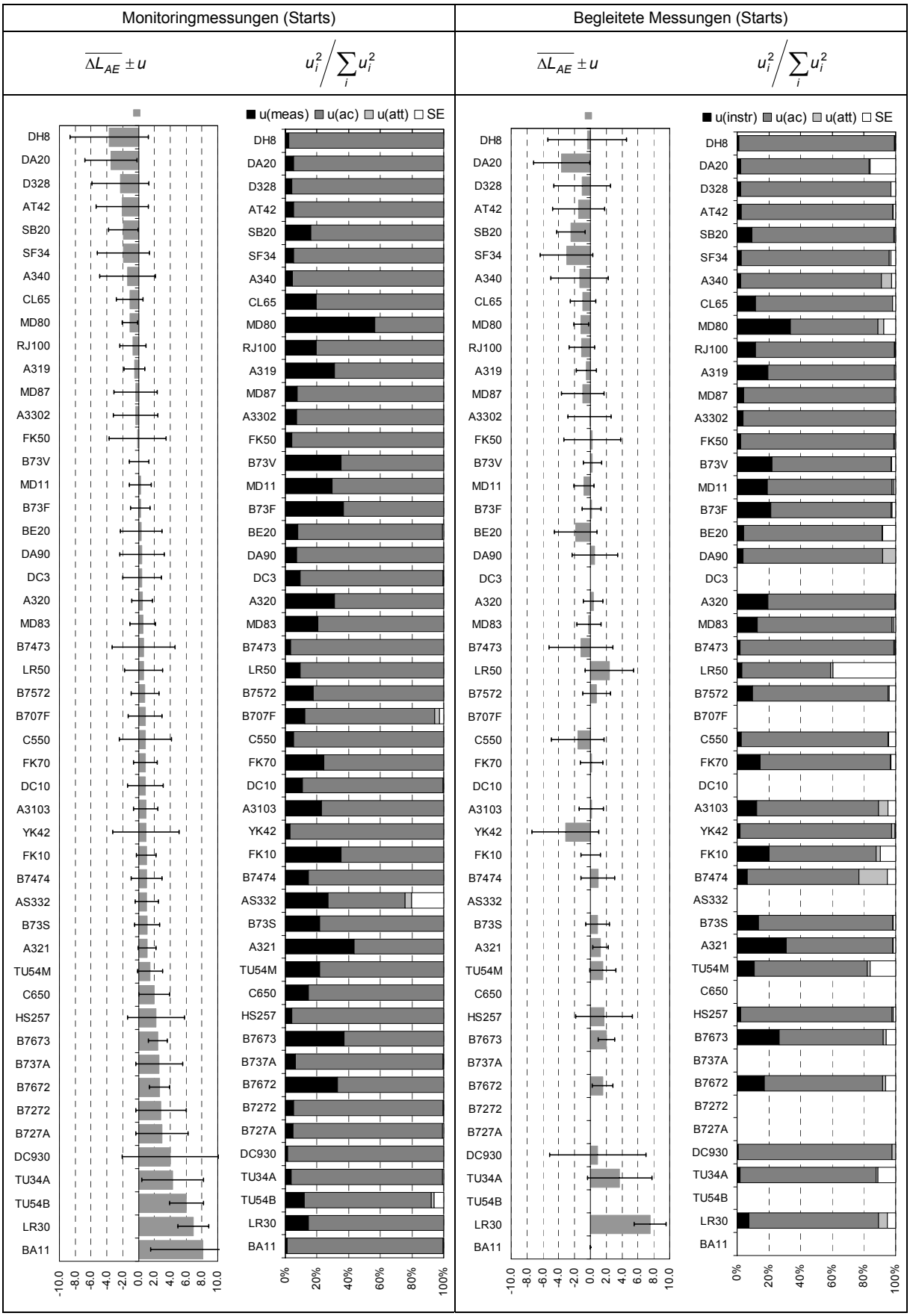

Monitoringmessungen (Starts)
Begleitete Messungen (Starts)
$\overline{\Delta L_{AE}} \pm u$
$u_i^2 \Big/ \sum_i u_i^2$
u(meas) u(ac) u(att) SE
u(instr) u(ac) u(att) SE
DH8 DA20 D328 AT42 SB20 SF34 A340 CL65 MD80 RJ100 A319 MD87 A3302 FK50 B73V MD11 B73F BE20 DA90 DC3 A320 MD83 B7473 LR50 B7572 B707F C550 FK70 DC10 A3103 YK42 FK10 B7474 AS332 B73S A321 TU54M C650 HS257 B7673 B737A B7672 B7272 B727A DC930 TU34A TU54B LR30 BA11
-10.0 -8.0 -6.0 -4.0 -2.0 0.0 2.0 4.0 6.0 8.0 10.0
0% 20% 40% 60% 80% 100%

Fig. 6-5 Statistische Auswertung von Ereignispegeldifferenzen startender Flugzeuge, getrennt nach automatischen und begleiteten Messungen (Erläuterungen siehe Text; Daten siehe Anhang A21.3).

6.3.2. Analyse und Diskussion der Resultate

Wie aus Fig. 6-4 und Fig. 6-5 und den Tabellen in Anhang A21.3 ersichtlich, betragen die mittleren Pegeldifferenzen je nach Typ zwischen -4.1 und +8.1 dB. Rund 50% der analysierten Flugzeugtypen liegen in einem Bereich von ±2 dB, knapp 90% in einem Bereich von ±5 dB. Die Boxplots von Fig. 6-6 zeigen diesen Sachverhalt. Daraus ist auch erkennbar, dass die begleiteten Messungen tendenziell tiefere Pegeldifferenzen liefern als die automatischen Messungen, denn der Median (vgl. Fussnote Nr. 35) liegt bei den weissen Boxen immer unterhalb der zugehörigen roten Boxen, welche die Monitoringmessungen repräsentieren. Dieser Befund wird durch die statistische Auswertung sämtlicher Pegeldifferenzen bestätigt (vgl. Tab. 6-3).

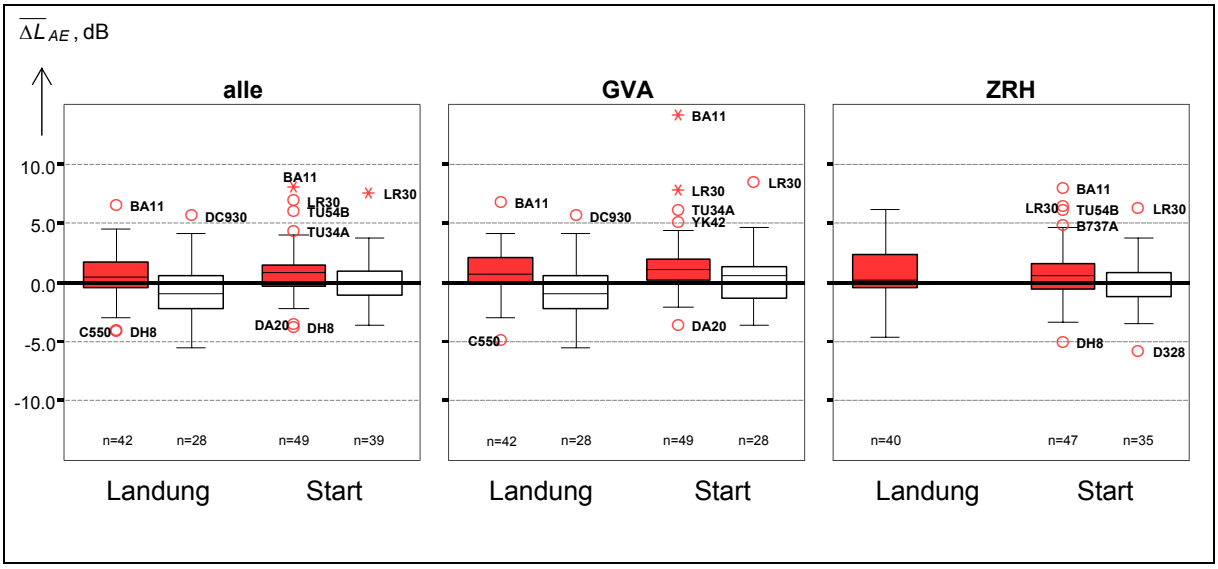


Fig. 6-6 Gruppierter Boxplot[35] der mittleren Pegeldifferenzen, getrennt nach Landungen und Starts. Die roten Boxen beziehen sich auf die automatischen, die weissen auf die begleiteten Messungen; *n* entspricht der Anzahl analysierter Flugzeugtypen.

Tab. 6-3 Statistische Auswertung der Einzelpegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) unter Verwendung sämtlicher Messungen (Auszug aus den Tabellen von Anhang A21.3).

Anlage	Landungen						Starts					
	Begleitete Messungen			Automatische Messungen			Begleitete Messungen			Automatische Messungen		
	$\overline{\Delta L}_{AE}$	u	$\breve{u}$	$\overline{\Delta L}_{AE}$	u	$\breve{u}$	$\overline{\Delta L}_{AE}$	u	$\breve{u}$	$\overline{\Delta L}_{AE}$	u	$\breve{u}$
Genf	-0.9 dB	±1.9 dB	±1.1 dB	0.9 dB	±2.0 dB	±1.2 dB	0.1 dB	±2.1 dB	±1.1 dB	0.9 dB	±2.3 dB	±1.3 dB
Zürich	Keine Messungen!			0.4 dB	±2.1 dB	±1.2 dB	-0.2 dB	±1.7 dB	±1.1 dB	0.3 dB	±2.1 dB	±1.3 dB
Alle	**-0.9 dB**	**±1.9 dB**	**±1.1 dB**	**0.6 dB**	**±2.1 dB**	**±1.2 dB**	**-0.2 dB**	**±1.8 dB**	**±1.1 dB**	**0.4 dB**	**±2.1 dB**	**±1.3 dB**

u: Standardunsicherheit (Berechnungsvorschrift vgl. Anhang A21.1).

Wie der Tab. 6-3 entnommen werden kann, liegen die berechneten Ereignispegel im Mittel für Starts 0.4 dB und für Landungen 0.6 dB über den an Monitoringstationen gemessenen Ereignispegeln. Dabei werden in Genf die automatischen Messungen um rund ein Dezibel, in Zürich um rund ein halbes Dezibel überschätzt. Vergleicht man jedoch die begleiteten Messungen, so werden diese mehrheitlich durch die Berechnungen unterschätzt. Die Gründe dafür sind nicht geklärt. Die Unterschiede zwischen den begleiteten und automatischen Messungen einerseits und den Landungen und Starts anderer-

[35] Die Box deckt den Bereich ab, in welchem sich 50% der Werte befinden. Die Fehlerbalken umfassen 90% der Werte. Der Boden der Box entspricht der 25%-, der Deckel der 75% Marke. Die Mittellinie markiert den Median. Das Stern-Symbol zeigt die Extremwerte, das Kreis-Symbol die Ausreisser.

seits liegen jedoch innerhalb der ausgewiesenen Standardunsicherheiten, so dass sie im statistischen Sinne nicht signifikant sind, resp. sich durch die Mess- und Berechnungsunsicherheit erklären lassen.

In Fig. 6-6 sind mittels Kreis- und Stern-Symbolen diejenigen Flugzeugtypen ausgewiesen, welche sich ausserhalb des Bereichs befinden, der 90% der Werte abdeckt. Die Pegeldifferenzen der entsprechenden Typen werden denn auch in den meisten Fällen unter Anwendung des *t*-Tests als signifikant angesehen. Tab. 6-4 fasst die Resultate des Tests zusammen.

Tab. 6-4 Übersicht der Resultate des t-Tests auf signifikante Abweichungen.

Notation (Tab. 3-5)	Landung				Start			
	Begleitete Messung		Automatische Messungen		Begleitete Messung		Automatische Messungen	
	ungewichtet	gewichtet	ungewichtet	gewichtet	ungewichtet	gewichtet	ungewichtet	gewichtet
(n.s)	25 von 28 Typen (89%)	23 von 28 Typen (82%)	40 von 42 Typen (95%)	33 von 42 Typen (79%)	38 von 39 Typen (97%)	36 von 39 Typen (92%)	45 von 49 Typen (92%)	40 von 49 Typen (82%)
*	C550, DC930, FK70	DC930, DH8		DA20, TU34A		B7673	B7672, B7673	B7672, B7673, BA11, DA20, DH8, SB20
**		FK70	DC930, FK50	BA11, DH8, SF34, B7473, FK50	LR30		TU54B	DC930, TU54B
***		C550		C550, DC930		LR30, SB20	LR30	LR30

Unter Einbezug der Mess- und Berechnungsunsicherheit sind die mittleren Pegeldifferenzen nur bei wenigen Typen als signifikant einzustufen. Würde allein der *Standard Erro*r, d.h. die Standardabweichung des Mittelwerts zur Ermittlung der Testgrösse verwendet, so müsste man die Differenzen wegen der hohen Anzahl an verfügbaren Werten in den meisten Fällen als sehr stark signifikant beurteilen. Bereits die Berücksichtigung der Messunsicherheit ändert jedoch dieses Bild. Wird zusätzlich die Modellunsicherheit einbezogen, so ergeben sich die in Tab. 6-4 aufgeführten Testresultate. Sie entsprechen der Spalte D in den Tabellen von Anhang A21.4. Dort sind auch die Ergebnisse der zusätzlichen Tests ohne Berücksichtigung von u_{meas} resp. u_{calc} zu finden.

Die Ergebnisse des Signifikanztests bedeuten jedoch nicht, dass die festgestellten Differenzen nicht erheblich wären. Sie sagen nur aus, dass sie sich mittels der identifizierten Unsicherheitskomponenten erklären lassen. In der Regel dominieren die Unsicherheiten in der Quellenbeschreibung, welche in den Diagrammen von Fig. 6-4 und Fig. 6-5 mit u_{ac} bezeichnet werden. Der Rest wird meist durch die Messunsicherheit u_{meas} erklärt. Die Unsicherheit in der Ausbreitungsrechnung u_{att} sowie der Standard Error *SE* sind nur dann von Bedeutung, wenn wenige Messwerte vorliegen, was bei den Monitoringstationen selten der Fall ist, bei den begleiteten Messungen dagegen eher vorkommt.

Die Unsicherheit in der Quellenbeschreibung trägt im Mittel über alle Typen gesehen bei den Landungen 74%, bei den Starts 83% zur erklärten Varianz bei. Werden die gewichteten Unsicherheiten in der Quellenbeschreibung verwendet, so sind es im Mittel 54% resp. 59%. Wie den Erläuterungen in Kapitel 4.3.8 entnommen werden kann, wird die gewichtete Unsicherheit durch die Unsicherheit des Quellenwerts, die ungewichtete dagegen durch die Unsicherheit wegen der Typenzuordnung und wegen der unterschiedlichen Motorisierung bestimmt.

6.3.3. Fazit

Die mittleren Differenzen zwischen den gemessenen und berechneten Ereignispegeln sind teilweise erheblich. Es gibt Flugzeugtypen, die im Vergleich zu Messungen stark überschätzt werden und solche, die stark unterschätzt werden. Im Mittel über alle Flugzeugtypen und Flugoperationen gesehen, resultiert jedoch eine Differenz von 0.5 dB. Die festgestellten Abweichungen lassen sich mehrheitlich auf die Beschreibung der Quelle im Berechnungsmodell zurückführen. Darunter ist nicht nur der Quellenwert per se, sondern hauptsächlich die Zusammenfassung einzelner Flugzeugtypen zu einem akustischen Referenztyp zu verstehen.

Will man nun explizit bei einem bestimmten Flugzeugtyp eine Verbesserung erreichen im Sinne einer verbesserten Übereinstimmung mit gemessenen Werten, so gilt es einerseits den Emissionspegel zu

justieren und andererseits die Typenzuordnung zu überdenken. Dies lässt sich anhand von geeigneten Messungen erreichen. Will man jedoch die Abweichungen oder aber die Unsicherheit von Gesamtbelastungen reduzieren, so sollte man bei denjenigen Flugzeugtypen ansetzen, welche den höchsten Energiebeitrag liefern und am meisten zur erklärten Varianz beitragen. Wie dabei vorzugehen ist, soll anhand nachfolgender Fig. 6-7 erläutert werden.

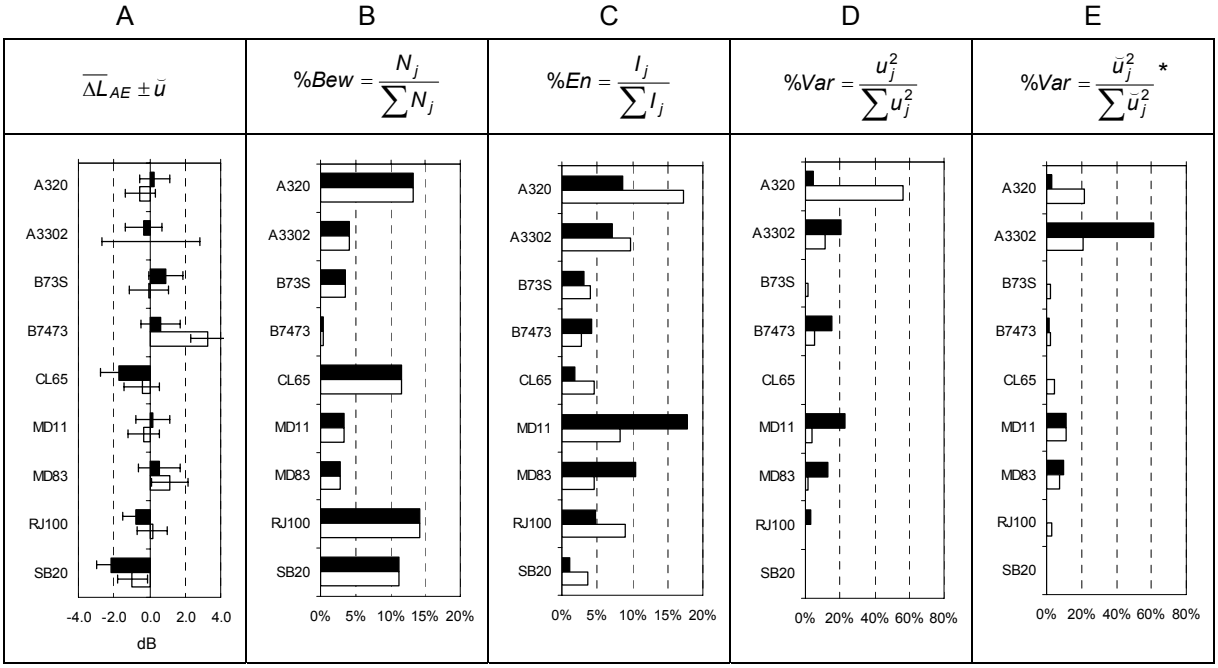


Fig. 6-7 Ereignispegeldifferenzen inkl. Standardunsicherheit (A), Bewegungsanteile (B), Energieanteile (C) sowie ungewichtete (D) und gewichtete Varianzanteile (E) für Starts (schwarze Säulen) und Landungen (weisse Säulen) in Zürich von 2000 bis 2003.

Die in Fig. 6-7 dargestellten Flugzeugtypen weisen Abweichungen gegenüber Messungen von -2.2 dB bis +3.3 dB auf (Diagramm A). Im Mittel sind es bei den Starts -0.3 dB und bei den Landungen +0.3 dB. Die Standardunsicherheiten bewegen sich zwischen 0.8 dB und 2.7 dB (Fehlerbalken im Diagramm A). Die neun Flugzeugtypen machen im vorliegenden Fall 65% der Bewegungen und der Schallenergie aus.

Am häufigsten treten A320 und RJ100 auf, am seltensten B7473 (Diagramm B). Energetisch am bedeutendsten sind beim Start die MD11, gefolgt von den A330 (Diagramm C). Bei den Landungen überwiegen die A320, gefolgt wiederum von den A330. Die A320 tragen wegen ihren hohen Energieanteils und der relativ hohen Quellenunsicherheit knapp 60% zur erklärten Varianz des Mittelungspegels bei (Diagramm D).

Um die Unsicherheit von Gesamtbelastungen zu reduzieren, muss somit im Bereich der Landungen zuerst bei den A320 angesetzt werden, indem beispielsweise nach Triebwerktypen unterschieden wird. Im Bereich der Starts sind dagegen Verbesserungen bei den A330 am wirkungsvollsten, denn sie tragen bei Anwendung der gewichteten Quellenunsicherheiten mehr als 60% zur erklärten Varianz bei (Diagramm E). Der Grund dafür liegt im hohen Energieanteil, verbunden mit einer hohen Quellenunsicherheit von 2.7 dB.

Generell ist die Reduktion der Unsicherheit von Gesamtbelastungen ein komplexes Zusammenspiel zwischen Bewegungszahlen, Energieanteilen und Modellunsicherheiten. Je nachdem, wie sich die Flotte zusammensetzt und wie das Mengengerüst[36] aussieht, wird der eine oder andere Typ an Bedeutung gewinnen und die Gesamtunsicherheit dominieren. Am wirkungsvollsten und effizientesten ist es folglich, wenn diejenigen Flugzeugtypen, welche den Hauptenergieanteil an der Gesamtbelastung liefern, so genau wie nur möglich simuliert werden. Bei diesen sind in erster Priorität systematische Effekte zu vermeiden.

[36] Anzahl Bewegungen pro Typ.

6.4. Analyse verschiedener Einflussgrössen

6.4.1. Durchgeführte Untersuchungen

Um allfällige systematische Effekte aufzudecken, werden die Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Einzelereignispegeln bezüglich verschiedener Einflussgrössen analysiert. Dazu werden dieselben Pegelwerte verwendet, wie in Kapitel 6.3.1 beschrieben. Die untersuchten Einflussgrössen werden nachfolgend als unabhängige Variablen bezeichnet. Die Analyse erfolgt in Klassen dieser unabhängigen Variablen. Pro Klasse werden der arithmetische Mittelwert (*Mean*) sowie die kombinierte Standardunsicherheit (u) bestimmt und in Funktion der unabhängigen Variablen grafisch dargestellt.

Bei der Ermittlung der Standardunsicherheit wird mit Ausnahme der typenspezifischen Betrachtungen von Kapitel 6.4.2 auf eine Berücksichtigung der Berechnungsunsicherheit u_{calc} verzichtet und nur der *Standard Error* der Pegeldifferenzen ($SD/\sqrt{N}$) und die Messunsicherheit u_{meas} verwendet.[37] Abweichungen, die ausserhalb dieser reduzierten Standardunsicherheit liegen, sind somit mit einer hohen Wahrscheinlichkeit durch das akustische Modell verursacht.

Die nachfolgende Untersuchung beschränkt sich auf wichtige geometrische Modellparameter wie Distanz, Flughöhe, Elevation und seitliche Schallabstrahlung. Zusätzlich werden die Ereignispegeldifferenzen in Beziehung zur Temperatur, zur Feuchte und zu den Ausbreitungsbedingungen gesetzt. Zuerst folgt jedoch eine ortsspezifische Betrachtung, indem pro Messort und Jahr die Ereignispegeldifferenzen ermittelt und miteinander verglichen werden.

6.4.2. Ortsspezifische Betrachtungen

Die mittleren Ereignispegeldifferenzen können sich von Messort zu Messort erheblich unterscheiden. Wie aus Tab. 6-5 ersichtlich, bewegen sie sich zwischen -2.5 dB und +2.3 dB, was einem Wertebereich (*Range*) von 4.8 dB entspricht. Im Total reduziert sich der *Range* auf 2.1 dB (von -1.1 dB bis +1.0 dB). Bildet man nun die Standardabweichung der pro Messort berechneten Mittelwerte, erhält man eine Schätzung für die im Mittel zu erwartende Streuung zwischen berechneten und gemessenen Pegeln an unterschiedlichen Messstandorten. Sie beträgt im Falle der 13 in Tab. 6-5 aufgeführten Stationen 0.6 dB, ohne nach Landungen und Starts zu unterscheiden (*SD* in Spalte ganz rechts in Tab. 6-5).

Tab. 6-5 Mittlere Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) stationsweise ohne Unterscheidung in einzelne Flugzeugtypen und Jahre; die Anzahl Werte können der Tab. 6-2 entnommen werden (Angaben in dB).

Flugoperation	Genf				Zürich									Total	$\bar{x} \pm SD$
	NMT03	NMT06	NMT10	NMT11	NMT1	NMT2	NMT3	NMT4	NMT5	NMT6	NMT7	NMT8	NMT9		
Landung	-0.4	2.3	0.5	0.5			-1.4	1.6	0.5	-2.5			-0.9	0.6	0.0 ± 1.5
Start	1.2	0.7	0.5	1.1	-0.1	0.3	-0.9	0.1	0.9	0.6	0.9	0.1	0.7	0.4	0.5 ± 0.6
Total	**1.1**	**1.0**	**0.5**	**0.9**	**-0.1**	**0.3**	**-1.0**	**0.3**	**0.7**	**0.6**	**0.9**	**0.1**	**0.4**	**0.4**	**0.4 ± 0.6**

Da die Anzahl der auswertbaren Pegeldifferenzen für jede Messstation relativ hoch ist (vgl. Tab. 6-2), liegt der *Standard Error* an allen Stationen unter 0.2 dB. Die kombinierte Standardunsicherheit wird daher durch die Messunsicherheit dominiert und beträgt ohne Berücksichtigung der Berechnungsunsicherheit zwischen 0.7 und 0.8 dB. Die Streuung der mittleren Pegeldifferenzen von Messort zu Messort lässt sich somit hinreichend durch diese reduzierte Standardunsicherheit erklären.

Dies wird durch die typenspezifische Betrachtung nur teilweise bestätigt (vgl. Fig. 6-8 und Anhang A23.1). Damit die Berechnungen im statistischen Sinne nicht signifikant von den Messungen abweichen, müssen die Säulen, welche den ortsspezifischen mittleren Pegeldifferenzen entsprechen, innerhalb des durch die horizontalen Linien markierten Streubereichs liegen. In der Regel braucht es Mess- und Berechnungsunsicherheit, damit dies der Fall ist.

[37] Beim Vergleich mit Messungen an automatischen Stationen wird eine Messunsicherheit von 0.74 dB, beim Vergleich mit den begleiteten Messungen an ausgewählten Standorten eine Messunsicherheit von 0.54 dB eingesetzt

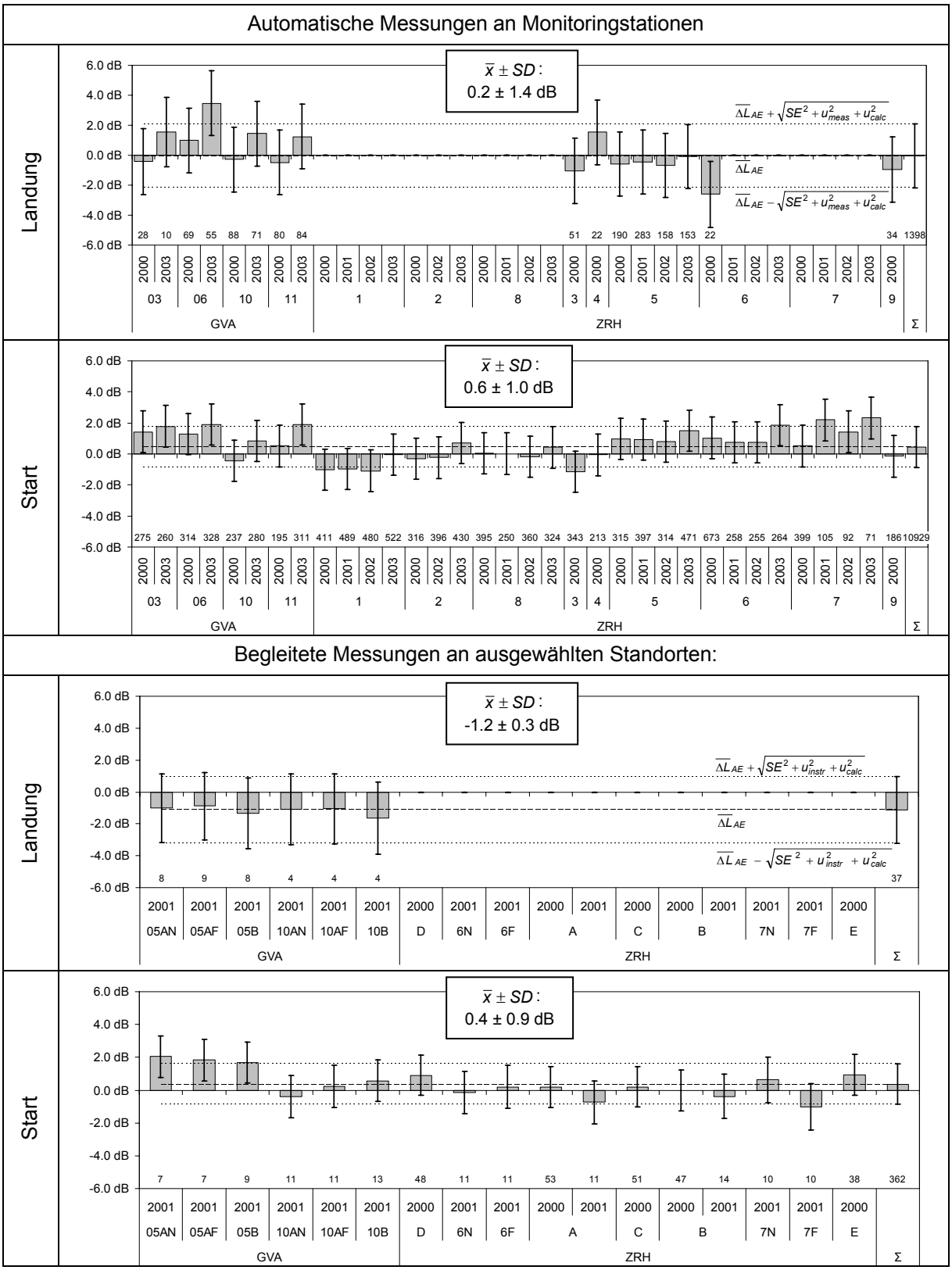


Fig. 6-8 Einzelereignispegeldifferenzen für A320, getrennt nach Starts und Landungen pro Anlage, Ort und Jahr: die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werte und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Unterscheidung nach Ort und Jahr; eingerahmt sind die Mittelwerte sowie Standardabweichungen der orts- und jahresspezifischen Mittelwerte; weitere Beispiele sind in Anhang A23.1 gegeben.

Bei einigen Typen weisen die mittleren Pegeldifferenzen zwischen den Messorten eine Standardabweichung von 2 bis 4 dB auf (CL65, RJ100 und SB20), was sich mittels der kombinierten Standardunsicherheit nicht mehr erklären lässt. Diese erheblichen Streuungen kommen hauptsächlich dadurch zustande, dass an einigen Standorten für den entsprechenden Typ nur eine geringe Anzahl an Messungen zur Verfügung steht. In diesen Fällen sind die erhaltenen Mittelwerte nicht repräsentativ und die zwischen den Messorten erhaltene Streuung nicht aussagekräftig.

Dennoch bleibt die Frage bestehen, warum von Messort zu Messort Streuungen in den mittleren Pegeldifferenzen in der Grössenordnung von 1 bis 2 dB auftreten. Eine Hypothese ist, dass dadurch die unterschiedlichen geometrischen Verhältnisse abgebildet werden. Die Distanzen und Flughöhen variieren, bezogen auf einen bestimmten Immissionsort, nicht gross, können sich aber von Messort zu Messort teilweise erheblich unterscheiden. Deshalb werden nachfolgend die Pegeldifferenzen in Funktion der Distanz zwischen Quelle und Empfänger und der Flughöhe untersucht.

6.4.3. Pegeldifferenzen in Abhängigkeit geometrischer Grössen

Indem die Ereignispegeldifferenzen in Funktion der Distanz r zwischen Quelle und Empfänger und in Funktion der Flughöhe h aufgetragen werden, wird sichtbar, ob die Ausbreitungsdämpfungen im Modell korrekt abgebildet werden. Die Flughöhe kann zudem als Indikator für eine einigermassen realitätsnahe Modellierung der Leistungssetzung angesehen werden. In einer Flughöhe von 400 bis 500 Metern erfolgt in der Regel eine Reduktion des Schubs (*cut back*), welche sich im Messpegel niederschlägt. Treten nun beim Vergleich mit Berechnungen in diesen Höhen nicht erklärbare Abweichungen auf, so ist dies ein Indiz einer ungenügenden Modellierung der Leistungsreduktion.

Distanz und Höhe sind aber auch die Basisgrössen zur Bestimmung des Höhenwinkels β (nachfolgend als Elevation bezeichnet). Er wird zusammen mit der Distanz zur Berechnung der Bodenzusatzdämpfung benutzt. Trägt man nun die Pegeldifferenzen in Funktion des Elevationswinkels auf, lässt sich die Qualität der Funktionsgleichung zur Berechnung der Bodenzusatzdämpfung prüfen. In Ergänzung dazu werden die Pegeldifferenzen in Funktion des Abstrahlwinkels φ (nachfolgend als Azimut bezeichnet) dargestellt. Damit soll aufgezeigt werden, welchen Einfluss die Vernachlässigung der zweiten Kugelkoordinate bei der Beschreibung der Richtwirkung hat, denn das verwendete rotationssymmetrische Modell berücksichtig nur den Polarwinkel θ. Die laterale resp. azimutale Schallabstrahlung wird im FLULA-Modell vernachlässigt.

Somit werden die Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Ereignispegeln in Funktion der unabhängigen Variablen Distanz r, Höhe h, Elevation β und Azimut φ dargestellt und analysiert. Distanz, Höhe, Elevation und Azimut beziehen sich auf den Maximalpegel. Bei der Darstellung der Ereignispegeldifferenzen werden somit diejenigen geometrischen Grössen benutzt, welche sich bei Detektion des Maximalpegels ergeben. Es werden nur die Messungen an den Monitoringstationen verwendet. Die Analyse erfolgt in Klassen der unabhängigen Variablen mit folgenden Breiten: Distanz und Höhe jeweils in Klassenbreiten von 100 m, Elevation in Klassenbreiten von 5° und Azimut in Klassenbreiten von 10°. Pro Klasse werden der arithmetische Mittelwert sowie die kombinierte Standardunsicherheit bestimmt.

Die entsprechenden Darstellungen sind auf der nächsten Seite zu finden. Die linke Spalte in Fig. 6-9 zeigt die Abhängigkeiten für sämtliche Ereignisse unabhängig vom Flugzeugtyp (N=219'276), die rechte Spalte diejenigen für einen ausgewählten Flugzeugtyp (Airbus A320 mit N=12'327). Es wird nicht in Starts und Landungen unterschieden. Eine entsprechende Aufteilung ist jedoch in den Anhängen A23.2 bis A23.9 zu finden. Die Darstellungen in Fig. 6-9 werden von den Starts dominiert, denn knapp 85% der Werte beziehen sich auf Messungen startender Flugzeuge.

Generell bewegen sich die mittleren Pegeldifferenzen innerhalb der kombinierten Standardunsicherheiten, welche mittels der horizontalen Linien in den Diagrammen in Fig. 6-9 dargestellt sind. Ausgenommen davon sind Distanzen und Höhen bis rund 500 Meter. Hier sind die Abweichungen beim A320 sehr auffällig. Sie sind auf den schleifenden Schalleinfall bei der Landung und auf die Triebwerksleistung beim Start zurückzuführen. Dies weist auf eine ungenügende Modellierung der Bodenzusatzdämpfung und der Leistungssetzung resp. Leistungsreduktion hin. Der letztgenannte Effekt gleicht sich über alle Typen gesehen praktisch aus. Die Problematik in der Modellierung der Zusatzdämpfung bleibt jedoch bestehen und zeigt sich auch bei der Elevation und beim Azimut.

$$\overline{\Delta L}_{AE} \pm \sqrt{SE^2 + u_{meas}^2} \quad \text{(mit } u_{meas} = 0.74 \text{ dB)}$$

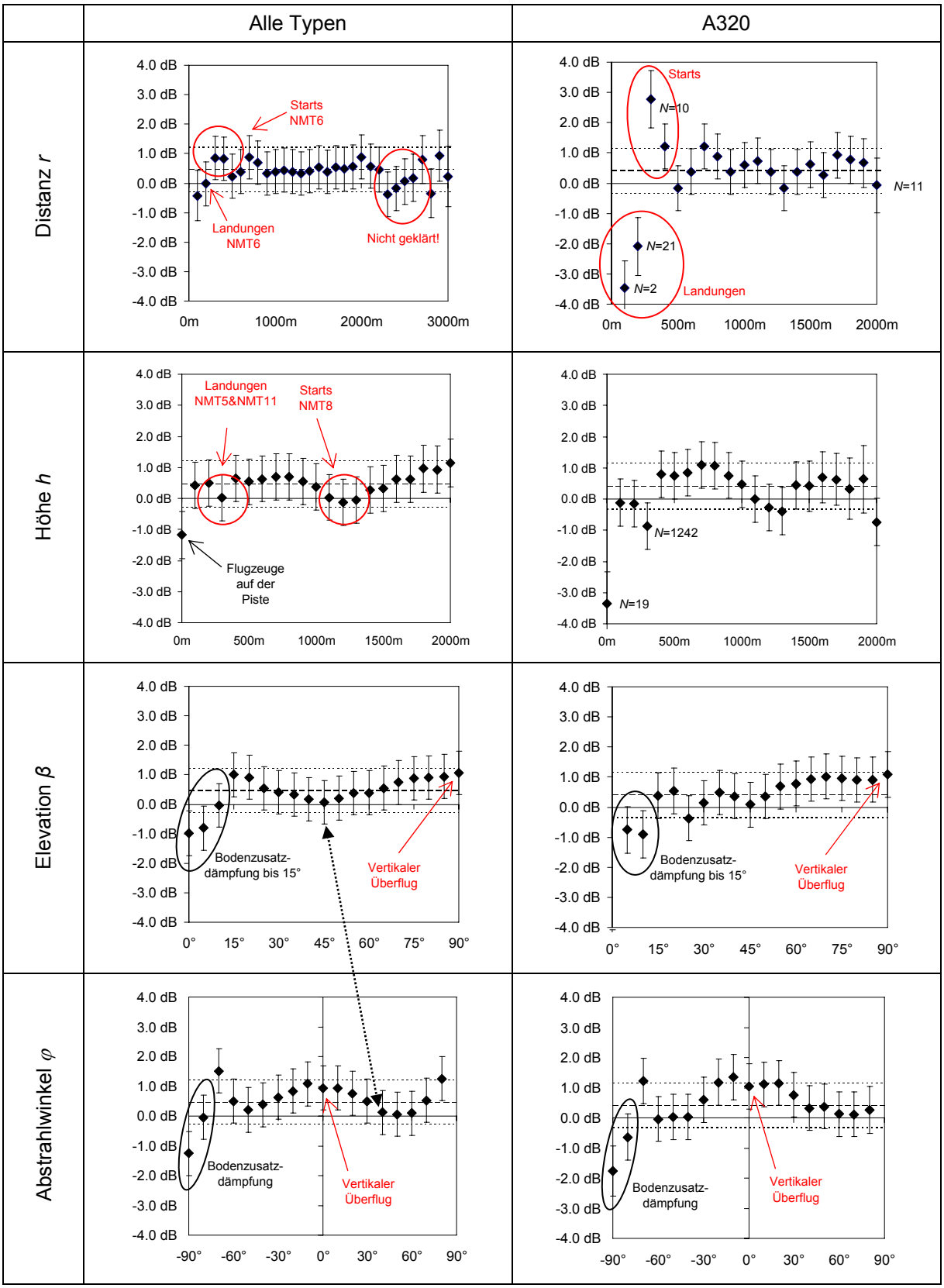


Fig. 6-9 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit verschiedener geometrischer Grössen. Die Rhomben zeigen die mittleren Pegeldifferenzen pro Klasse, die Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung.

Die Mittelwerte der Pegeldifferenzen zeigen in Abhängigkeit von Elevation und Azimut einen auffälligen Verlauf mit einem Minimum bei β=45° resp. φ=±45°. Er hat seinen Ursprung in der lateralen resp. azimutalen Schallabstrahlung, die in FLULA2 nicht abgebildet werden kann. Über alle Flugzeugtypen gesehen, kann der Einfluss der azimutalen Richtwirkung je nach Messstandort im L_{AE} zwischen 1 und 1.5 dB ausmachen Damit werden die in Anhang A14 gegebenen und in [61] publizierten dreidimensionalen Richtwirkungskorrekturen mittels unabhängiger Messungen bestätigt.

6.4.4. Pegeldifferenzen in Abhängigkeit klimatischer Grössen

Eine Berechnung mit FLULA2 bezieht sich auf standardatmosphärische Bedingungen mit einer Temperatur von 15°C und einer relativen Feuchte von 70%. In Kapitel 4.4.4 wurde der Einfluss dieser Vereinfachung bereits diskutiert, indem für die Modellberechnung eine Unsicherheit bestimmt wurde, welche sich wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen ergibt. Die Abschätzung dieser Unsicherheit erfolgte mittels sechs verschiedener Flugzeugtypen, für die unter Anwendung von ISO9613-1 [56] Korrekturwerte in Abhängigkeit der Distanz, der Temperatur und der relativen Feuchte berechnet wurden (vgl. Anhang A13.2).

Diese Korrekturwerte lassen sich nun auf jeden berechneten Pegelwert der sechs Flugzeugtypen anwenden, sofern für die entsprechenden Fluglärmereignisse Angaben zur aktuellen Temperatur und relativen Feuchte existieren. Korrigierte und nicht korrigierte Pegel werden dann mit Messpegeln verglichen, indem jeweils die Differenz zwischen Berechnung und Messung gebildet wird. Die Pegeldifferenzen werden pro Typ statistisch ausgewertet.

Der Mittelwert der Pegeldifferenz, welcher die Standardberechnungen enthält, wird anschliessend abgezogen vom Mittelwert der Pegeldifferenz, welcher die korrigierten Berechnungen berücksichtigt. Dies ergibt direkt eine Schätzung für die Pegelkorrektur, welche auf einen mittleren Ereignispegel anzuwenden ist, um die realatmosphärischen Bedingungen im Jahresmittel zu berücksichtigen. Er wird mit k_{atm} bezeichnet und ist in Tab. 6-6 für die sechs untersuchten Flugzeugtypen aufgeführt.

Tab. 6-6 Korrektur des mittleren L_{AE} zur Berücksichtigung der realen Temperatur-Feuchte-Verhältnisse im Jahresmittel.

Total	Landung						Start					
	Genf		Zürich		Genf&Zürich		Genf		Zürich		Genf&Zürich	
	k_{atm}	N	k_{atm}	N	k_{atm}	N	k_{atm}	N	k_{atm}	N	k_{atm}	N
A320	-0.3 dB	415	-0.3 dB	888	-0.3 dB	994	-0.2 dB	2069	0.0 dB	9629	-0.1 dB	9'124
B7474	-0.3 dB	252	-0.3 dB	669	-0.3 dB	674	-0.3 dB	180	0.0 dB	3896	0.0 dB	2'664
B73S	-0.3 dB	430	-0.3 dB	906	-0.3 dB	966	-0.2 dB	2110	0.0 dB	8574	-0.1 dB	8'323
MD11	-0.5 dB	44	-0.4 dB	991	-0.4 dB	687	-0.3 dB	250	0.0 dB	7851	0.0 dB	5'758
MD83	-0.2 dB	361	-0.2 dB	925	-0.2 dB	916	-0.2 dB	968	0.0 dB	10334	0.0 dB	8'652
SF34	-0.2 dB	165	-0.4 dB	473	-0.3 dB	483	0.0 dB	361	0.0 dB	1926	0.0 dB	1'410
Mean	-0.3 dB		-0.3 dB		-0.3 dB		-0.2 dB		0.0 dB		0.0 dB	
SD	0.1 dB		0.1 dB		0.1 dB		0.1 dB		0.0 dB		0.0 dB	

Wie aus Tab. 6-6 ersichtlich, überschätzt die Standardberechnung den mittleren Ereignispegel je nach Typ und Flugoperation um 0.1 bis 0.5 dB. Über alle Typen gesehen und unabhängig von der Flugoperation sind es etwa 0.2 dB. Das heisst, in der Berechnung des Jahresmittelungspegels sind wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen nur minimale Korrekturen nötig. Dies hängt damit zusammen, dass das Jahresmittel von Temperatur und relativer Feuchte sowohl in Zürich als auch in Genf sehr nahe bei denjenigen der Standardatmosphäre liegen (vgl. Kapitel 3.7.6).

Wie gut die ermittelten Korrekturwerte die realen Temperatur- und Feuchteverhältnisse abbilden, wird nachfolgend am Beispiel der A320 untersucht. Dabei werden zuerst die pro Tag ermittelten Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Ereignispegeln als Zeitreihe dargestellt, wobei sowohl die Standardberechnungen als auch die korrigierten Berechnungen zur Anwendung kommen. Ein

Vergleich mit den in Anhang A18.4 dargestellten Ganglinien von Temperatur, relativer Feuchte und absoluter Feuchte zeigt, dass die Pegeldifferenzen mit dem Jahresgang der absoluten Feuchte am besten korrelieren, unabhängig davon, ob die Berechnungen korrigiert sind oder nicht. Dabei erweisen sich die Korrekturen nur in bescheidenem Masse als wirksam (vgl. rote Kreise und rote Trendlinie in Fig. 6-10).

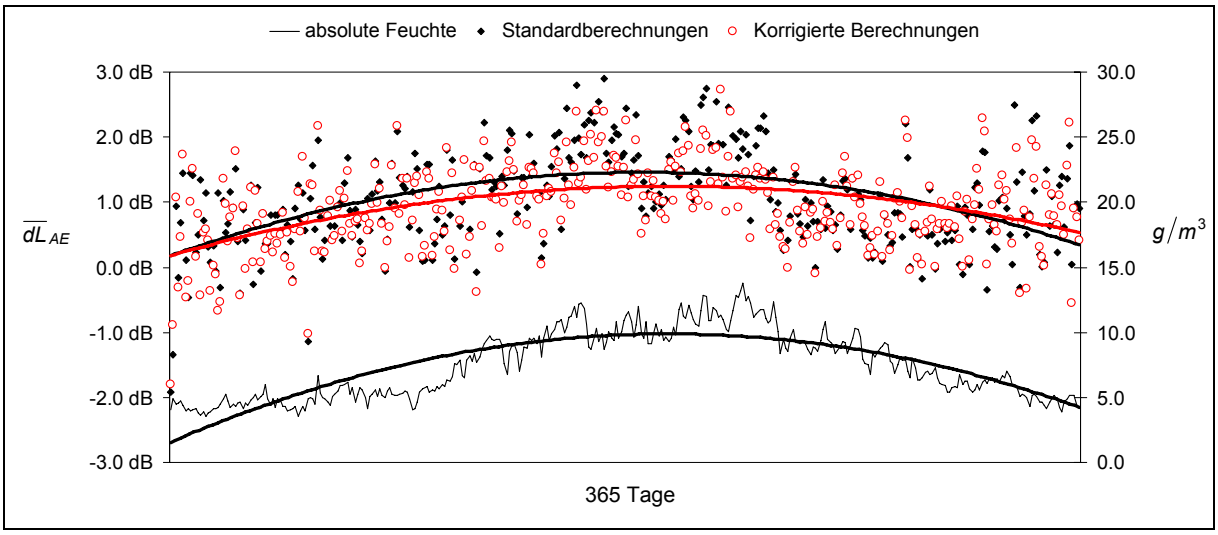


Fig. 6-10 Jahresgang der absoluten Feuchte *aF* und der mittleren Ereignispegeldifferenzen mit und ohne Berücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen bei der Berechnung; dargestellt sind nur die Airbus-Flugzeuge des Typs A320 (*N*=10'118).

Fig. 6-11 zeichnet ein etwas besseres Bild bezüglich der Wirksamkeit der angewendeten Korrekturen. Dargestellt sind die Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Temperatur, der relativen und der absoluten Feuchte. Die Klassenbreiten betragen 5°C, 10% und 1 g/m^3. Im Temperaturbereich von -10 bis 15 Grad Celsius sind die Korrekturen recht gut, bei höheren Temperaturen sind sie dagegen zu schwach. Dasselbe gilt für einen Feuchtebereich von 10 bis 50 Prozent resp. oberhalb von 9 g/m^3.

Fig. 6-11 zeigt jedoch, dass sich die Pegeldifferenzen auch ohne Korrektur der Berechnung unterhalb einer Temperatur von 25°C und oberhalb einer relativen Feuchtigkeit von 50% innerhalb des Unsicherheitsbereichs befinden, welcher durch die gestrichelten Linien markiert ist.

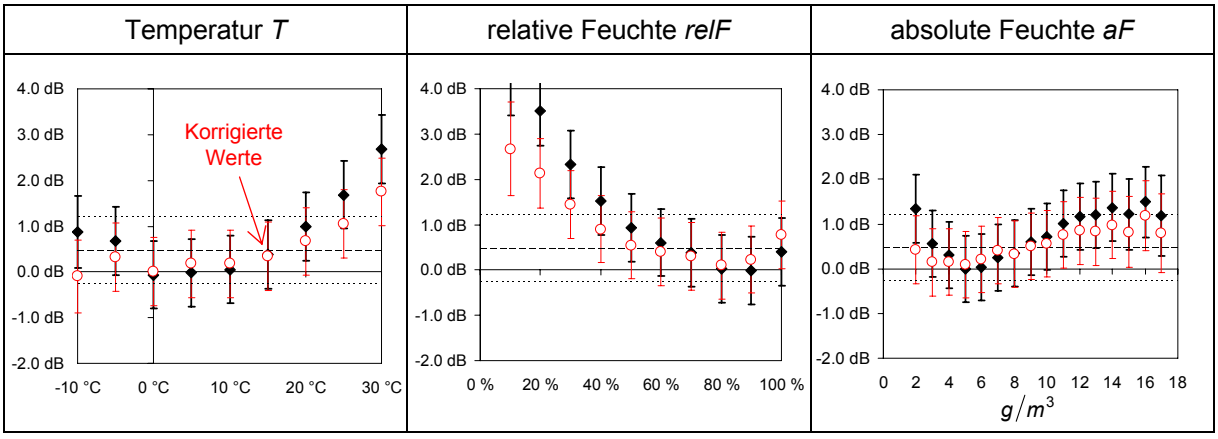


Fig. 6-11 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit der Temperatur und der Feuchte am Beispiel der A320 (*N*=10'118). Die Rhomben und Kreise zeigen die Mittelwerte je Temperatur- resp. je Feuchteklasse, die Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung.

In Ergänzung zu Temperatur und Feuchte werden die Pegeldifferenzen zusätzlich in Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung und in Abhängigkeit der von Heutschi [45] definierten Ausbreitungsbedingungen dargestellt (vgl. Kapitel 3.7.6). Bei diesen wird zwischen Tag und Nacht unterschieden, wobei die astronomischen Sonnenaufgangs- und Sonnenuntergangszeiten verwendet werden, um zwischen Tag und Nacht zu trennen (vgl. Anhang A4.1). Die Windgeschwindigkeiten in Ausbreitungsrichtung berechnen sich unter Anwendung der in Anhang A4.2 gegebenen Vorschriften. Für die vorliegende Analyse der Pegeldifferenzen werden die Windgeschwindigkeiten in Klassen von 2 m/s unterteilt.

Die Ausbreitungsbedingungen zeigen sowohl tags als auch nachts eine geringe Wirkung (vgl. Grafik links von Fig. 6-12). Somit können Wind- und Temperaturgradienten beim Fluglärm vernachlässigt werden. Ausgenommen davon sind Situationen mit schleifendem Schalleinfall (geringe Flughöhen und grosse Distanzen), die in Kapitel 6.4.3 diskutiert wurden. Auch beim Wind zeigt sich nur ein geringer Einfluss, wobei sowohl bei zunehmendem Gegen- als auch bei zunehmendem Mitwind die Messpegel bezogen auf die berechneten Pegel lauter werden, so dass die Pegeldifferenzen sinken. Der Grund für dieses symmetrische Verhalten ist unklar.

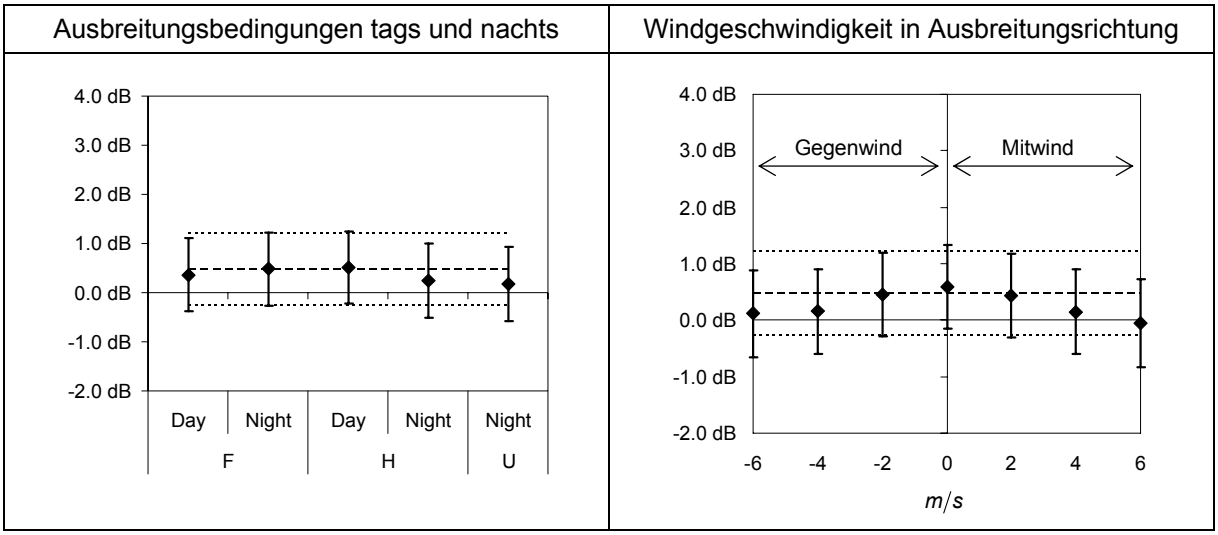


Fig. 6-12 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit der Ausbreitungsbedingungen und in Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung am Beispiel der A320 (*N*=10'118); die Rhomben zeigen die Mittelwerte je Klasse, die Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung.

6.5. Fazit zum Vergleich zwischen Berechnung und Messung

In der Regel bestehen keine signifikanten Abweichungen zwischen berechneten und gemessenen Pegeln. Beim Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Mittelungspegeln ist jedoch eine vorgängige Korrektur der Messpegel notwendig. Damit werden systematische Effekte wegen Fremdgeräuschen und unvollständiger Erfassung der Fluglärmereignisse kompensiert. Nach der Korrektur verbleiben je nach Standort Differenzen in der Grössenordnung von 1 bis 2 dB.

Diese ortsspezifischen Abweichungen liegen zwar im Bereich der erweiterten Mess- und Berechnungsunsicherheit. Der Vergleich berechneter und gemessener Einzelereignispegel zeigt jedoch, dass die Abweichungen sich aus der geometrischen Situation ergeben, unter welcher die Flugzeuge von einem bestimmten Messort aus gesehen werden. Dabei erweisen sich die laterale resp. azimutale Schallabstrahlung, die Effekte bei bodennaher Schallausbreitung und die Modellierung der Leistungssetzung als die wichtigsten Einflussfaktoren. Die Leistungssetzung wird hier als „geometrischer Effekt" behandelt, weil in der Simulation mit FLULA2 für jedes Flugzeug die Leistungsreduktion in einer Höhe von 1500 Fuss (rund 460 Meter) erfolgt.

Die azimutale Schallabstrahlung und die bodennahe Schallausbreitung sind hauptsächlich dann von Bedeutung, wenn sich von einem beliebigen Immissionsort aus gesehen, der Flugverkehr immer unter annähernd denselben Elevationswinkeln abspielt. Dabei lässt sich die azimutale Schallabstrahlung unter Verwendung von dreidimensionalen Richtwirkungen oder mittels Korrekturen in Funktion des Azimutwinkels kompensieren. Die bodennahe Schallausbreitung dagegen wird mittels einer empirisch gefunden Formel berücksichtigt, welche die reale Situation allzu sehr vereinfacht.

Eine generelle Schwäche der Berechnung ist die Modellierung der Leistungssetzung. Das Modell kennt nur drei Leistungsstufen (Landung und Start mit reduzierter sowie voller Leistung). Je nach Typ können dadurch beim Start in Flughöhen bis 500 Meter otsspezifisch systematische Abweichungen gegenüber Messungen auftreten, welche sich jedoch über alle Typen gesehen annähernd ausgleichen.

Die Ausbreitungsdämpfungen in Distanzen und Höhen von 500 bis rund 3000 Meter hat man dagegen im Griff. Hier zeigt sich, dass die Ausbreitungsbedingungen vernachlässigt werden können. Auch sind keine nennenswerten Unterschiede zwischen Tag und Nacht festzustellen. Falls sich die Jahresmittelwerte der absoluten Feuchte zwischen 3 und 13 g/m^3 bewegen, kann zudem ohne weiteres mit der internationalen Standardatmosphäre (ISA) gerechnet werden, wobei eine spektrale Ausbreitungsrechnung nicht zwingend ist. Es reichen A-bewertete Luftdämpfungskoeffizienten, wie sie in Anhang A12.3 gegeben sind.

Damit sind die wichtigsten Abhängigkeiten identifiziert. FLULA2 eignet sich gut zur Berechnung von mittleren Flugbetriebsszenarien. Einzelne, wohl definierte Flugereignisse können dagegen nur befriedigend reproduziert werden. Um die festgestellten Differenzen bei den Einzelereignispegeln zu verringern, muss man in erster Priorität bei der Zusatzdämpfung ansetzen. Unter speziellen geometrischen Verhältnissen lässt sich ebenfalls eine Verbesserung durch die Berücksichtigung der azimutalen Schallabstrahlung erreichen. Vertiefte Kenntnisse zur Leistungssetzung sind dann von Bedeutung, wenn individuelle Ereignisse mit geringer Unsicherheit zu berechnen sind.

Die Reduktion der Unsicherheit von Gesamtbelastungen ist dagegen ein komplexes Zusammenspiel zwischen Bewegungszahlen, Energieanteilen und Modellunsicherheiten. Je nachdem wie sich die Flotte zusammensetzt und wie die typenspezifischen Bewegungszahlen aussehen, wird der eine oder andere Typ an Bedeutung gewinnen und die Gesamtunsicherheit dominieren. Am wirkungsvollsten und effizientesten ist es folglich, wenn diejenigen Flugzeugtypen, welche den Hauptenergieanteil an der Gesamtbelastung liefern, so genau wie nur möglich simuliert werden. Dies ist in Zürich und Genf zurzeit der Fall, wie die typenspezifischen Auswertungen der Einzelereignispegel zeigen.

7. Diskussion und Schlussfolgerungen

7.1. Die wichtigsten Erkenntnisse bezüglich Berechnungs- und Messunsicherheiten

Sowohl in der Schweiz als auch weltweit wird der Fluglärm rechnerisch ermittelt. Berechnet werden in der Regel die gesetzlich relevanten Lärmbelastungen. Sie werden meist als flächendeckende Belastungskarten dargestellt, indem die Belastungen als Kurven gleicher Pegelwerte abgebildet werden. Angaben über die Unsicherheit der berechneten und dargestellten Belastungskurven fehlen in der Regel.

Grundvoraussetzung für die rechnerische Ermittlung von Fluglärmbelastungen ist die Verfügbarkeit von geeigneten Computerprogrammen. Diese bestehen aus Modellen, welche die Realität vereinfachend abbilden. Es werden Grundannahmen getroffen, um die komplizierten physikalischen Phänomene bei der Schallentstehung und der Schallausbreitung überschaubar und letztlich mathematisch beschreibbar zu machen. Die Unsicherheit von Belastungsberechnungen wird entsprechend durch die Modellierung des Flugzeugs als Schallquelle und durch die Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge bestimmt.

Bei der Beschreibung der Quelle ist massgebend, wie genau die Emissionspegel der einzelnen am Flugverkehr beteiligten Flugzeugtypen reproduziert werden können. Dabei gilt es zu unterscheiden, ob für einen bestimmten Flugzeugtyp detaillierte Emissionsdaten zur Verfügung stehen oder nicht. Im Falle von FLULA2 sind für rund 50 verschiedene Flugzeugtypen derartige Daten verfügbar. Sie dienen in einer Belastungsberechnung als akustische Referenzquellen. Je nach Referenztyp beträgt die Unsicherheit des Quellenwerts bei FLULA2 zwischen 0.3 und 2.9 dB; im Mittel ist sie 1 dB.

Diejenigen Flugzeugtypen, für welche keine akustischen Emissionsdaten bestehen, werden nach Massgabe akustischer Kriterien einem der 50 Referenztypen zugeordnet. Somit ist bei der Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle zusätzlich die Unsicherheit in der Typenzuordnung von Bedeutung. Dazu zählt auch die Unsicherheit wegen unterschiedlicher Triebwerkstypen. Beide Unsicherheitskomponenten betragen im Falle von FLULA2 je nach akustischem Referenztyp zwischen 0 und 5 dB. Im Mittel sind es 2 dB. Durch Optimieren der Typenzuordnung resp. durch Separieren in verschiedene Triebwerkstypen lässt sich dieser Wert halbieren. Somit haben Unsicherheit des Quellenwerts und Unsicherheit der Typenzuordnung dieselbe Grössenordnung, was eine quellenseitige Standardunsicherheit im Mittel von etwa 1.4 dB ergibt.

Die sich aus der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge ergebenden Unsicherheiten sind distanzabhängig. Im Nahbereich sind sie hoch und betragen unterhalb von 300 Metern mehr als 3 dB. Hier dominieren die Unsicherheiten in der Distanz- und Höhenbestimmung durchs Radar. Ab einer Entfernung von einem Kilometer werden die Unsicherheiten aufgrund meteorologischer Effekte bestimmend. Die Standardunsicherheit bei der Schallausbreitung beträgt dort je nach Flugzeugtyp und Flugoperation im Falle von FLULA2 zwischen 1.5 und 2.4 dB und nimmt pro Kilometer Ausbreitungsentfernung um 0.2 bis 0.8 dB zu. Diese Werte lassen sich durch Verwendung einer grossen Anzahl individueller Flugbahnen reduzieren, so dass die Unsicherheit von berechneten Gesamtbelastungen zu mehr als 80 Prozent durch die Quellenunsicherheit bestimmt wird.

Eine Jahresbelastung setzt sich aus einer Vielzahl von berechneten Einzelflügen zusammen. Jeder dieser Einzelflüge weist je nach Flugzeugtyp und Distanz zwischen Quelle und Empfänger unterschiedliche Unsicherheiten auf. Aus diesen einzelnen Unsicherheitsbeiträgen lässt sich mittels Simulation unter Anwendung der Fehlerfortpflanzung die Standardunsicherheit von Jahresbelastungen berechnen. Aus den Simulationen ergeben sich für reale Belastungszustände in Genf und Zürich Standardunsicherheiten des Mittelungspegels zwischen 0.5 und 1 dB. Der tiefere Wert gilt für den Tagesmittelungspegel, der höhere für den Mittelungspegel in der Nachtzeit. In Prognosen dagegen muss von einer Standardunsicherheit zwischen 0.9 und 1.2 dB ausgegangen werden, da hier zwei zusätzliche Unsicherheitskomponenten zu berücksichtigen sind: die Unsicherheit in der Flugbahnstreuung und die Unsicherheit in der Festlegung der Flugbewegungszahlen.

Die ermittelte Standardunsicherheit von Gesamtbelastungen umfasst sechs bis acht quantifizierbare Unsicherheitskomponenten. Daneben lassen sich vier zusätzliche Komponenten identifizieren, deren

Einfluss auf die Gesamtunsicherheit nicht vollständig geklärt ist. Quellenseitig handelt es sich um die Richtwirkung in azimutaler Richtung und um Änderung der Konfiguration (Stellung der Auftriebshilfen und des Fahrwerks). Auf Seite der Ausbreitung ist es die Bodenzusatzdämpfung und die Luftdämpfung in Distanzen über 4.5 km, wo FLULA2 einen pauschalen Luftdämpfungskoeffizient von 1 dB/km benutzt.

Diese zusätzlichen, jedoch bei der Bestimmung der Modellunsicherheit nicht berücksichtigten Einflussgrössen können unter Umständen zu systematischen Fehlern in der Berechnung führen. Allfällige systematische Effekte lassen sich am besten erkennen, wenn die Berechnungen mit unabhängigen Referenzwerten verglichen werden. Als Referenzwerte bieten sich Messungen an. Dabei muss beachtet werden, dass Messungen ebenfalls mit Unsicherheiten behaftet sind, welche auf die verwendeten Messgeräte sowie auf die Messumgebung zurückzuführen sind.

Bei begleiteten Messungen können lokale Einflussfaktoren wie Reflexionen und Fremdgeräusche vernachlässigt werden, so dass die Messunsicherheit durch die verwendeten Messgeräte bestimmt wird. Sie beträgt für Geräte der Güteklasse 1 rund 0.5 dB. Bei automatischen Messungen an Monitoringstationen treten dagegen als Folge von Schwellenkriterien systematische Fehler auf, welche sich teilweise korrigieren lassen. Die Korrekturen hängen dabei von den örtlichen Gegebenheiten ab. Bei zehn Stationen in Zürich und Genf betragen sie zwischen -1.0 und +0.9 dB. Wie die Korrekturen sind auch die Standardunsicherheiten von automatischen Messungen ortsabhängig. Bei den untersuchten Stationen bewegen sie sich zwischen 0.6 und 0.9 dB. Somit liegen die Unsicherheiten von Messungen in derselben Grössenordnung wie die Unsicherheiten der Berechnungen.

Es kann gezeigt werden, dass in der Regel Messungen und Berechnungen auf einem Konfidenzniveau von 95% nicht signifikant voneinander abweichen. Dennoch verbleiben je nach Standort Differenzen in der Grössenordnung von 1 bis 2 dB. Diese ortsspezifischen Abweichungen liegen innerhalb der erweiterten Mess- und Berechnungsunsicherheit. Sie ergeben sich aus der geometrischen Situation, unter welcher die Flugzeuge von einem bestimmten Messort aus gesehen werden. Dabei erweisen sich die Effekte bei bodennaher Schallausbreitung, die laterale resp. azimutale Schallabstrahlung und die Modellierung der Leistungssetzung als die wichtigsten Einflussfaktoren. Die letzten zwei gleichen sich in Jahresmittelbetrachtungen unter bestimmten Voraussetzungen aus.

7.2. Umgang mit Unsicherheiten

Seit fast zwanzig Jahren verlangt die Lärmschutzverordnung in der Schweiz bei lärmigen Aussenanlagen die Erstellung von Lärmbelastungskatastern. Seit 2000 gilt dies auch für zivile Flughäfen wie Genf und Zürich. Die EU hat inzwischen nachgezogen und verlangt ebenfalls, dass Lärm in Karten dargestellt und Aktionspläne erstellt werden [33]. Diese Karten haben grosse planerische und rechtliche Auswirkungen. In der Schweiz sind die Karten selbst nicht rekursfähig, die daraus abgeleiteten Massnahmen können aber vor Gericht angefochten werden. Deshalb ist es von Interesse zu wissen, wie genau die Gebietsgrenzen in Katastern festgelegt resp. wie vertrauenswürdig die dargestellten Belastungskurven sind.

Die qualitativen Begriffe Genauigkeit und Vertrauen lassen sich bekanntlich mittels statistischer Methoden durch einen quantitativen Wert beschreiben, der als Standardunsicherheit bezeichnet wird. Mit dem Begriff der Unsicherheit will man zum Ausdruck bringen, dass das Ergebnis selbst unsicher und nur eine Schätzung für die wahre aber unbekannte Belastung ist. Unter bestimmten Voraussetzungen lässt sich mit Hilfe der Unsicherheit eine Aussage darüber machen, mit welchem Vertrauen angenommen werden kann, dass der wahre Wert innerhalb eines bestimmten Bereichs liegt. Man spricht dabei von Konfidenzniveau und Konfidenzintervall.

Neben der Frage der Aussage-Unsicherheit von den in Katastern dargestellten Belastungskurven müssen sich Gerichte somit auch mit der Frage befassen, auf welchem Konfidenzniveau die Unsicherheiten beruhen müssen, resp. welche Irrtumswahrscheinlichkeiten noch zulässig sind, um eine Beurteilung im Rahmen der gesetzlichen Vorschriften vornehmen zu können. Die Beantwortung dieser Frage kann nicht Aufgabe der Akustiker sein; sie ist im Kontext der richterlichen aber auch der behördlichen Praxis zu sehen. Die Aufgabe der Akustiker besteht dagegen darin, Aussagen über die Genauigkeit resp. Unsicherheit von gemessenen und berechneten Belastungen zu machen.

In der Physik aber auch in den Ingenieurwissenschaften ist es selbstverständlich, dass zu jeder berechneten oder gemessenen Grösse eine Angabe über deren Unsicherheit gemacht wird. In der Akustik fehlt dieses Verständnis grösstenteils. In den seltensten Fällen werden Angaben zur Unsicherheit von akustischen Messungen und Berechnungen gemacht. Ohne diese ist das erhaltene Ergebnis aber wenig aussagekräftig, denn die Zuverlässigkeit einer Lärmbeurteilung hängt von der Genauigkeit oder eben der Unsicherheit ab, mit welcher die Lärmbelastung ermittelt wird. Dabei sollte Klarheit bestehen über das Vertrauen, welches einer Messung oder Berechnung entgegengebracht werden muss. Reicht ein Konfidenzniveau von 68%, braucht es 80% oder gar 95%? Je höher das Konfidenzniveau ist, umso geringer ist auch die Wahrscheinlichkeit sich zu irren.

Neben dem Konfidenzniveau resp. der Irrtumswahrscheinlichkeit sollte auch Klarheit über die Grösse der gerade noch tolerierbaren Berechnungs- oder Messunsicherheit bestehen. Je grösser die Unsicherheit einer Berechnung ist, umso unglaubwürdiger ist sie und umso schwieriger wird der Entscheid, ob Belastungsgrenzwerte unterschritten oder überschritten sind. Es wird deshalb vorgeschlagen die gerade noch tolerierbare Unsicherheit als Grenzunsicherheit festzulegen. Die Grenzunsicherheiten lassen sich aus den Differenzen zwischen den Planungs-, Immissionsgrenz- und Alarmwerten des Umweltschutzgesetzes ableiten. Sie betragen 1.5 dB und 2.5 dB je nach Tages- und Nachtzeit (vgl. Kapitel 3.9.3).

Wenn verschiedene Berechnungsverfahren zur planungs- und umweltrechtlichen Beurteilungen von Lärmbelastungen herangezogen werden, sollte sichergestellt sein, dass sie die Grenzunsicherheiten nicht überschreiten. Auf welchem Konfidenzniveau dies zu geschehen hat, bleibt vorerst noch offen und sollte sich am technisch Machbaren orientieren. Nachfolgendes Beispiel soll dies verdeutlichen: Bei einem Konfidenzniveau von 95% darf die Standardunsicherheit der berechneten Pegel je nach Tageszeit 0.75 dB resp. 1.25 dB nicht übersteigen, wenn die vorgeschlagenen Grenzunsicherheiten von 1.5 dB und 2.5 dB gelten sollen. Diese Standardunsicherheiten lassen sich bei realen Belastungsberechnungen mit FLULA2 einhalten, bei Prognosen dagegen nicht. Prognosen erfüllen die Vorgaben nur, wenn das Konfidenzniveau auf etwa 90% reduziert wird.

Wie oben angetönt und in Kapitel 3.9.3 gezeigt, lassen sich Grenzunsicherheiten aus dem Schema rechtsgültiger Belastungsgrenzwerte ableiten. Bei der Festlegung des Konfidenzniveaus dagegen spielen politische sowie juristische Überlegungen eine Rolle. Was bezüglich Irrtumswahrscheinlichkeit noch tolerierbar ist, sollte juristisch begründet und auf politischer Ebene entschieden werden. Die Grenzunsicherheiten sollten aber auf einem Konfidenzniveau beruhen, welches von den verwendeten Berechnungsverfahren eingehalten werden kann (vgl. obiges Beispiel). Wie die vorliegende Arbeit zeigt, ist dies bei Anwendung von FLULA2 auf einem Konfidenzniveau zwischen 90% und 95% möglich, was einer Irrtumswahrscheinlichkeit von 5% bis 10% entspricht.

Über die Notwendigkeit von Grenzunsicherheiten kann man geteilter Meinung sein. Mit deren Festlegung werden aber Qualitätsstandards sowie Toleranzgrenzen gesetzt. Einerseits dürfen die verwendeten Berechnungsverfahren die Grenzunsicherheiten auf einem vorgegebenen Konfidenzniveau nicht überschreiten, was klare Anforderungen an die Qualität der Verfahren stellt. Andererseits wird mittels der Grenzunsicherheiten deklariert, was aus Sicht des Gesetzgebers bezüglich Unsicherheiten noch tolerierbar ist und was nicht.

Die Festlegung von Grenzunsicherheiten sagt noch nichts darüber aus, wie Unsicherheiten bei der Beurteilung von Belastungsberechnungen einzubinden sind. Dazu bieten sich grundsätzlich zwei Möglichkeiten an: Der berechnete Belastungswert wird ohne Berücksichtigung der Unsicherheit zur Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen verwendet, oder aber die Unsicherheit wird im Sinne eines Vorhaltemasses zum berechneten Wert addiert. Erst dann erfolgt die Beurteilung (vgl. Kapitel 3.9.2).

Der erste Vorgehensvorschlag entspricht der heutigen Praxis. Der zweite sollte dann angewendet werden, wenn unterschiedliche Computerprogramme zur Berechnung und Beurteilung von Fluglärmbelastungen eingesetzt werden. Die Erfahrung zeigt nämlich, dass verschiedene Berechnungsverfahren auch verschiedene Pegelwerte mit unterschiedlicher Standardunsicherheit liefern. Addiert man im Sinne des Vorhaltemasses die Unsicherheiten zum Belastungswert, werden sich unter den Voraussetzungen, dass vorgegebene Grenzunsicherheiten einzuhalten sind und keine systematischen Abweichungen in den Berechnungsverfahren bestehen, die Unterschiede in den verschiedenen Belastungsrechnungen ausgleichen.

Die Verwendung eines Vorhaltemasses hat einen weiteren Vorteil: Die Höhe des Vorhaltemasses widerspiegelt die Genauigkeit der Berechnungsresultate. Je präziser die Berechnungen sind, desto geringer ist das Vorhaltemass. Bei der Beurteilung von Grenzwertüberschreitungen ist dadurch gar ein iteratives Vorgehen möglich. Man kann zu Beginn ein einfaches Modell wählen, welches eine hohe Unsicherheit aufweist, jedoch rasch ein Resultat liefert. Wenn der erhaltene Belastungswert inkl. Vorhaltemass unter den massgeblichen Belastungsgrenzwerten liegt, ist der Sachverhalt eindeutig: Es liegt keine Überschreitung der Grenzwerte vor. Wenn nicht, muss ein präziseres Verfahren mit geringerer Unsicherheit angewendet werden.

Bezüglich des Umgangs mit Unsicherheiten lassen sich folgende Empfehlungen abgeben:

- Zur Ermittlung und Beurteilung von gesetzlich relevanten Fluglärmbelastungen sollten nur Berechnungsverfahren eingesetzt werden, die validiert sind und die keine systematischen Abweichungen gegenüber Belastungswerten zeigen, die aus Messungen ermittelt wurden.
- Die gerade noch tolerierbaren Unsicherheiten sollten ermittelt und im Sinne von Grenzunsicherheiten festgelegt werden; Ermittlung und Festlegung sollten sich an den gültigen Belastungsgrenzwerten für Fluglärm orientieren.
- Die Grenzunsicherheiten sollten von den eingesetzten Berechnungsverfahren auf einem noch zu definierenden Konfidenzniveau eingehalten werden, falls die Berechnungsverfahren zur Ermittlung und Beurteilung von gesetzlich relevanten Fluglärmbelastungen eingesetzt werden.
- Die Festlegung des einzuhaltenden Konfidenzniveaus sollte sich an den technischen Möglichkeiten orientieren (was können Berechnungsverfahren bezüglich Berechnungsunsicherheit überhaupt leisten?) sowie juristisch begründet werden (welche Irrtumswahrscheinlichkeiten sind aus rechtlichen Überlegungen noch tolerierbar?).
- Kommen mehrere Berechnungsverfahren zur Anwendung, sind die Berechnungsunsicherheiten unter Einhaltung der Grenzunsicherheiten und des Konfidenzniveaus als Vorhaltemass zum berechneten Belastungswert zu addieren; erst der auf diese Weise erhöhte Belastungswert wird zur Beurteilung der Lärmbelastung verwendet.

7.3. Konsequenzen am Beispiel der Orts- und Raumplanung

Den Anwendern von Lärmbelastungskatastern und Fluglärmkarten muss klar werden, dass sie Resultate mit statistisch beschriebener Unsicherheit vor sich haben. Das heisst, sie müssen sich bei der Beurteilung und bei der Auslösung von Massnahmen für einen bestimmten Konfidenzbereich entscheiden. Anhand der vorliegenden Untersuchungen lässt sich erstmals die Breite dieses Bereichs für Berechnungen mittels FLULA2 auf den Flughäfen Zürich und Genf in kartografischer Form zeigen (vgl. Fig. 4-19 Fig. 4-20 resp. Anhang A25). Falls die rechnerisch ermittelten Unsicherheiten als Vorhaltemass mit einem Konfidenzniveau von 95% verwendet werden, so erhöht sich die Fläche innerhalb der Belastungsgrenzwerte am Tag um rund 20 Prozent, in der Nacht dagegen um mehr als 40 Prozent. Bei einem Konfidenzniveau von 68% sind es noch 10 resp. 20 Prozent. Dies hat Konsequenzen für die raumplanerische Entwicklung der Gemeinden und für die finanziellen Aufwendungen beim Schallschutz.

7.4. Möglichkeiten zur Verringerung der Unsicherheiten

7.4.1. Vorbemerkung

Obwohl die Minimierung der Mess- resp. Berechnungsunsicherheit kein zentrales Anliegen der vorliegenden Arbeit ist, werden nachfolgend einige Ansätze vorgestellt, wie die Unsicherheiten reduziert werden könnten. Auch wenn alle diese Ansätze verfolgt und umgesetzt werden, wird eine Berechnung nie genauer sein als die ihr zugrunde liegenden Messungen, deren Standardunsicherheit rund 0.5 dB beträgt.

7.4.2. Optimierung der Typenzuordnung

Die Typenzuordnung ist eine wichtige Unsicherheitskomponente der Modellrechnung. Die Unsicherheit in der Typenzuordnung lässt sich drastisch reduzieren, wenn die Zuordnungen periodisch überprüft und nötigenfalls angepasst werden. Voraussetzung dafür ist die Kenntnis über die akustischen Eigenschaften der zugeordneten Typen und die Verfügbarkeit von Messdaten. Entscheidend bei einer Neugruppierung ist die Höhe der Emissionspegel (im Sinne eines auf eine vorgegebene Distanz normierten Immissionspegels). Eine Zusammenfassung zu Gruppen von Flugzeugen mit gleichen oder ähnlich hohen Emissionspegeln lässt sich mittels Analyse geeigneter Messungen an Monitoringstationen erreichen. Eine wichtige Voraussetzung dafür ist jedoch die Verfügbarkeit von Radar- und Wetterdaten zwecks Korrektur der geometrischen und atmosphärischen Dämpfung bei der Umrechnung auf die Normierungsdistanz.

7.4.3. Separierung in verschiedene Triebwerkstypen

Flugzeuge desselben Baumusters können mit verschiedenen Triebwerktypen ausgerüstet sein. Es hängt vom Besteller resp. Benutzer ab, ob beispielsweise ein Airbus A320 mit Triebwerken des Typs CFM56 oder V2500 bestückt ist. Eine Fluggesellschaft wird darauf achten, dass ihre Flotte aus Gründen des Unterhalts, diesbezüglich uniform ist. Bei der Swiss als *Home-Carrier* in Zürich dominieren deshalb beim A320 die Triebwerke des Typs CFM56. Die in FLULA2 verfügbaren Quellendaten sind darauf ausgelegt. Falls jedoch in Zukunft dieser Flugzeugtyp hauptsächlich mit Triebwerken neuester Generation bestückt sein würde, wird unter Umständen systematisch falsch gerechnet.[38] Dasselbe gilt natürlich auch für Flughäfen, wo Flugzeuge mit Triebwerken dominieren, die sich von denjenigen im Quellendatensatz unterscheiden. Unter der Annahme, dass sich die Richtwirkung kaum verändert, egal ob ein Triebwerk des Typs A oder des Typs B am Flugzeug hängt, muss in solchen Fällen nur die Höhe der Emissionspegel angepasst werden. Dies lässt sich mittels geeigneter Messungen an Monitoringstationen bewerkstelligen, wobei auch hier Radar- und Wetterdaten verfügbar sein müssen, um die Messpegel auf eine Normdistanz umrechnen zu können.

7.4.4. Kalibrierung der Quellendaten mittels Monitoringmessungen

Damit Monitoringmessungen zur Optimierung von Quellendaten oder auch zur Separierung in verschiedene Triebwerkstypen verwendet werden können, müssen die standortbezogenen Unsicherheiten der Messungen gering sein und Radar- sowie Wetterdaten zur Verfügung stehen. Eine Kalibrierung der Quellendaten mit Hilfe der Messdaten bestehender Monitoringanlagen hat den Vorteil, dass die Übereinstimmung zwischen Berechnung und Messung erheblich verbessert werden kann. Nachteilig wirkt sich dagegen aus, dass allfällige bestehende systematische Fehler bei den Monitoringdaten unerkannt bleiben und in das Berechnungsverfahren einfliessen. Deshalb müssen die Messstationen, welche zur Kalibrierung herangezogen werden, sorgfältig ausgewählt werden.

Das Vergleichen, Überprüfen und Kalibrieren von Berechnungen mit Messungen an automatischen Stationen macht nur dann Sinn, wenn die Monitoringmessungen praktisch unbeeinflusst sind von Fremdgeräuschen. Dies ist dann der Fall, wenn der maximale Pegel eines Vorbeiflugs mindestens 13 bis 15 dB lauter ist als das (mittlere) Umgebungsgeräusch (vgl. Kapitel 5.5). Die Messmikrofone sollten so positioniert sein, dass Reflexionen an Hausdächern oder Gebäudestrukturen praktisch ausgeschlossen werden können. Die Entfernung zwischen den Flugzeugen und einer Messstation sollte 1000 Meter nicht überschreiten. Im Landeanflug sind zwischen 500 und 700 Meter ideal. Bei Starts sind je nach Flugzeugtyp resp. Höhe des Maximalpegels auch 1500 Meter möglich.

7.4.5. Gezielte Analyse kritischer und Einbau neuer Modellparameter

Als kritische Modellparameter gelten die Hinderniswirkung, die azimutale Richtwirkung, die Bodenzusatzdämpfung und die Leistungssetzung. Die ersten beiden werden in FLULA2 nicht berücksichtigt. Sie sind jedoch nur unter speziellen geometrischen Verhältnissen von Bedeutung, führen dann aber zu systematischen Fehlern.

---

[38] Dies wird in der vorliegenden Arbeit mittels der ungewichteten Unsicherheitskomponenten $\breve{u}_{ac}$ berücksichtigt.

Die Hinderniswirkung lässt sich als neuen Modellparameter einbauen und die azimutale Richtwirkung mittels Pegelkorrekturen berücksichtigen. Beide Massnahmen können lokal zwar die Unsicherheit von Fluglärmberechnungen reduzieren, auf Gesamtbelastungen haben sie nur einen geringen Einfluss.

Anders sieht dies bei der Bodenzusatzdämpfung und bei der Leistungssetzung aus. Diese werden in einer FLULA2-Berechnung rudimentär berücksichtigt. Die verwendeten Ansätze sind empirisch hergeleitet. Sie vereinfachen die reale Situation zu stark, was der Vergleich mit Messungen zeigt. Eine vertiefte Analyse zwecks Verbesserung dieser Modellansätze lässt sich nur mittels gezielter Messungen machen, welche aber mit sehr hohem personellem und materiellem Aufwand verbunden sind.

7.5. Notwendigkeit der Verbesserung von FLULA2

Fast immer lässt sich unter erhöhtem Aufwand eine Verfeinerung eines Modells erreichen. Die Berücksichtigung weiterer Einflussgrössen erlaubt die systematische Korrektur des ursprünglichen Modells. Ein Teil der Berechnungsunsicherheit lässt sich somit durch Korrekturen beseitigen. Die erhöhte Genauigkeit muss aber in Form von Mehraufwand bezahlt werden und stösst teilweise an die Grenzen der Verfügbarkeit detaillierter Eingabe- sowie Umweltdaten.

Wie der Vergleich mit Messungen zeigt, bewegen sich heute die Abweichungen zwischen Messungen und Berechnungen im Bereich der Mess- und Berechnungsunsicherheiten. Das untersuchte Berechnungsverfahren FLULA2 genügt somit den Anforderungen, einen Jahresmittelungspegel abbilden zu können. Eine Weiterentwicklung des Modells steht für diesen Anwendungszweck nicht im Vordergrund. Erkannte Mängel, wie beispielsweise die fehlende Hinderniswirkung sollten jedoch ausgebessert werden.

Flugzeugflotten sind aber einem stetigen Wandel ausgesetzt. Alte und laute Flugzeuge werden laufend durch moderne und lärmgünstigere Modelle ersetzt. Die in FLULA2 verfügbaren Quellendaten vermögen zurzeit die aktuellen Flugzeugflotten in Zürich und Genf in genügender Genauigkeit abzubilden. Damit dies so bleibt, müssen die Quellendaten periodisch überprüft, eventuell angepasst oder ergänzt werden. Das Hauptaugenmerk in Bezug auf Verbesserungen liegt im Zusammenhang mit gesetzlich relevanten Berechnungen somit beim Unterhalt und bei der Pflege der Quellendaten.

Für wissenschaftliche Anwendungen gehen die Anforderungen über eine Berechnung des Jahresmittelungspegels hinaus. Für die Forschung auf dem Gebiet des Fluglärms wird in Zukunft der Einsatz von Simulationsprogrammen notwendig werden, die Konfigurationsänderungen wie das Ein- und Ausfahren der Auftriebshilfen und des Fahrwerks sowie die Änderungen in der Leistung der Triebwerke im An- und Abflug kontinuierlich abbilden können. Heutige Fluglärmmodelle wie beispielsweise FLULA2 oder INM sind nicht in der Lage, solche Berechnungen durchzuführen, was entsprechende Anpassungen und Verbesserungen in den Modellen oder Neuentwicklungen erfordert.

7.6. Grenzen der Anwendbarkeit von Berechnungen und Messungen

Eine flächendeckende Erfassung der Fluglärmbelastung ist nur mittels Berechnungen möglich. Berechnungen mit FLULA2 sollten aber nicht über Distanzen zwischen Quelle und Empfänger von mehr als 4.5 Kilometern gemacht werden. Ab dieser Entfernung werden pauschale Luftdämpfungskoeffizienten verwendet, die zu tief sind, so dass die Belastungsrechnungen systematisch zu hoch ausfallen. Analysen in Zürich und Genf zeigen, dass die pauschalen Annahmen über die Luftdämpfung keinen Einfluss auf die gesetzlich relevanten Belastungen haben. Wegen der mit der Distanz zunehmenden Unsicherheiten sollten aber keine Mittelungspegel ausgewiesen werden, die 50 dB bei Tag resp. 40 dB in der Nacht unterschreiten.

Messungen sind ungeeignet zur flächendeckenden Erfassung der Fluglärmbelastung. Sie sind aber zwecks Kontrolle von Berechnungen sehr sinnvoll und auch nützlich. Dabei gelten die in Kapitel 7.4.4 gemachten Einschränkungen. Messungen sollten zudem nur dann zur Bestimmung eines Mittelungspegels verwendet werden, wenn die Erfassungsraten mindestens 80% betragen. Dies ist in Zürich und Genf dann der Fall, wenn die Distanzen zwischen Flugzeug und Messstation im Mittel unterhalb von 800 Metern liegen (vgl. die Anhänge A18.7, A19.5 und A19.6).

7.7. Ungelöste Probleme und offene Fragen

Es lassen sich verschiedene Problemkreise identifizieren, die ungelöst sind oder deren Lösung noch vertiefter Untersuchungen bedarf. Sie betreffen in unterschiedlichem Masse die Behörden, die Rechtsprechung sowie die Akustik. Bei den Behörden und in der Rechtsprechung steht der Umgang mit den unvermeidlichen Unsicherheiten im Vordergrund. Es muss Klarheit darüber bestehen, mit welchem Konfidenzniveau die Unsicherheiten von Belastungsrechnungen anzugeben sind, ob die Unsicherheiten als Vorhaltemasse zu verwenden sind, wie vorzugehen ist, wenn unterschiedliche Berechnungsverfahren auch unterschiedliche Ergebnisse liefern und ob eine Grenzunsicherheit im Sinne einer noch zu tolerierenden Unsicherheit definiert werden soll.

Die Akustik muss sich zukünftig mit dem Einfluss von Konfigurations- und Schubänderungen auf den richtungsabhängigen Emissionspegel beschäftigen. Daneben sollte sie sich vertiefter mit den Problemen bei der Schallausbreitung in Bodennähe und über grössere Distanzen annehmen, damit die heute eingesetzten empirischen Ansätze zur Beschreibung der Bodenzusatzdämpfung einer kritischen Überprüfung unterzogen werden können. In diesem Zusammenhang sollten auch die Schallimmissionen aus dem Betrieb der Flugzeuge auf dem Flughafenvorfeld und den Rollwegen sowie Immissionen von Testläufen und Hilfsaggregaten (APU) untersucht werden. Dieser so genannte Bodenlärm wird in der vorliegenden Arbeit ausgeklammert, da die Berechnung des Fluglärms erst ab dem Startpunkt auf der Piste beginnt und bei einem weit entfernten räumlichen Punkt in der Luft endet (vgl. Kapitel 1.6).

Beim Bodenlärm handelt es sich um örtlich begrenzte und um bodennahe Schallquellen. Dabei ist die Schallausbreitung stark abhängig von lokalen Gegebenheiten wie Abschirmungen durch Gebäude und die Topographie sowie von den Ausbreitungsbedingungen je nach Wetterlage. Diese kleinräumigen Effekte sind in den grossflächigen Fluglärmberechnungsprogrammen nicht enthalten. Es ist eine Definitionsfrage, ob der durch den Betrieb von Flugzeugen am Boden verursachte Lärm zu demjenigen gezählt werden soll, welcher von startenden und landenden Flugzeugen stammt. Unabhängig davon fehlen Untersuchungen, die den Einfluss des Bodenlärms auf den Verlauf der in Lärmkatastern gezeigten Belastungskurven zeigen.

Die vorliegende Arbeit weist schon im Titel darauf hin, dass Mess- und Berechnungsunsicherheiten bedeutende Konsequenzen haben. Die Arbeit beschränkt sich auf die Quantifizierung der Unsicherheiten und auf die Aspekte, welche beim Umgang mit Unsicherheiten im Zusammenhang mit der Beurteilung von Fluglärmbelastungen zu beachten sind. Konsequenzen können aber auch im Sinne von raumplanerischen, juristischen oder ökonomischen Folgen der Berechnungsunsicherheiten verstanden werden. Diese Themen sind hier weitgehend ausgeklammert. Sie können in zukünftigen Arbeiten behandelt werden.

Literaturverzeichnis

[1] Backhaus, K., B. Erichson, W. Plinke, R. Weiber (2000): *Multivariate Analysemethoden: eine anwendungsorientierte Einführung.* 9., überarbeitete und erweiterte Auflage. Berlin: Springer, 2000, ISBN 3-540-67146-3.

[2] Basner, M. et al. (2005): *Die Umsetzung der DLR-Studie in einer lärmmedizinischen Beurteilung für ein Nachtschutzkonzept.* Zeitschrift für Lärmbekämpfung. Jahrgang 52, Nr. 4, Springer VDI Verlag.

[3] Basner, M., et al. (2004): *Nachtfluglärmwirkungen (Bd. 1)*. Zusammenfassung. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), FB2004-07/D, Köln.

[4] Brink, M et al. (2005): *Lärmstudie 2000, Zusammenfassung*. ETH Zürich, Zentrum für Organisations- und Arbeitswissenschaften (ZOA), Fachbereich Umweltergonomie, November 2005.

[5] Bühl, A. & P. Zöfel (2002): *SPSS 11, Einführung in die moderne Datenanalyse unter Windows*. 8., überarbeitete und erweiterte Auflage. Pearson Studium, ISBN 3-8273-7037-X.

[6] Bundesministerium des Inneren (1975): *Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flughäfen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30.3.1971*, *AzB*. GMBl 26, Ausg. A, Nr. 8, 162-227, Bonn, 10. März 1975.

[7] Bundesministerium des Innern (1975): *Datenerfassungssystem DES für die Ermittlung von Lärmschutzbereichen an zivilen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30. März 1971*, *DES*. GMBl 26, Ausgabe A, Nr. 8, S 127-144, 10. März 1975.

[8] Bundesministerium des Innern (1975): *Datenerfassungssystem für die Ermittlung von Lärmschutzbereichen an militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30. März 1971, DES-MIL*. GMBl 26, Ausgabe A, Nr. 8, S 145-161, 10. März 1975.

[9] Bundesministerium des Innern (1984): *Ergänzung der Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen*. U II 4-560 120/43, Bonn 1984.

[10] Bütikofer, R. & G. Thomann (1998): *FLULA2 - Ein bewährtes Simulationsverfahren zur Berechnung der Fluglärmbelastung.* In Fortschritte in der Akustik, 24. Deutsche Jahrestagung für Akustik DAGA 98, (pp. 32-33). Zürich, 23. - 26. März, 1998.

[11] Bütikofer, R. & G. Thomann (2001): *Validation of FLULA, a time-step model for aircraft noise calculation*. Proceedings of Internoise 2001, The Hague, The Netherlands, August 27-30), 2001.

[12] Bütikofer, R. & G. Thomann (2005): *Aircraft Sound Measurements: The influence of microphone height*. Acta Acoustica, Vol. 91, 907-914, March 2005.

[13] Bütikofer, R., G. Thomann, S. Plüss (1999): *Track dispersion in aircraft noise modelling*. Proceedings of Forum Acousticum, Berlin, March 15.-19, 1999

[14] BUWAL (1992): *Erläuterungen zur Lärmschutz-Verordnung*. Bern, März 1992, EDMZ-Bestellnummer 319.416 d.

[15] BUWAL, Abteilung Lärmbekämpfung (1997): *Belastungsgrenzwerte für den Lärm der Landesflughäfen*. Schriftenreihe Umwelt Nr. 296, September 1997.

[16] Chessel, C.I. (1977): *Propagation of Noise Along a Finite Impedance Boundary*. *J. Acoust. Soc. Am., 62,* 825-834, 1977.

[17] Cremezi, C. (2001): *Etude de la propagation du son dans l'atmosphère: Application au bruit des avions en phase d'approche et de décollage*. Acoustique. Nantes, Académie de Nantes: 133, 2001.

[18] Daigle, G.A. et al (1979) : *Some Comments on the Literature of Propagation Near Boundaries of Finite Acoustical Impedance*. *J. Acoust. Soc. Am.,* 66(3), 918-919, 1979.

[19] DIN 1319 (1996): *Grundlagen der Messtechnik - Teil 3: Auswertung von Messungen einer einzelnen Messgrösse (Messunsicherheit)*. Ersatz für Ausgabe 1983-08. Mai 1996.

[20] DIN 45 643 (1984): *Messung und Beurteilung von Flugzeuggeräuschen*
Teil 1: Mess- und Kenngrössen
Teil 2: Fluglärmüberwachungsanlagen im Sinne von § 19 a Luftverkehrsgesetz
Teil 3: Ermittlung des Beurteilungspegels für Fluglärmimmissionen
Beuth-Verlag, Berlin, 1984.

[21] DIN 45'645 (1996): *Ermittlung von Beurteilungspegeln aus Messungen - Teil 1: Geräuschimmissionen in der Nachbarschaft*. Beuth-Verlag, Berlin, 1996.

[22] DIN 45'684-1 (2004): *Ermittlung von Flugzeuggeräuschimmissionen an Landeplätzen*; *Teil 1: Berechnungsverfahren*. Entwurf 2004.

[23] DIN 45'684-2 (2001): *Ermittlung von Flugzeuggeräuschimmissionen an Landeplätzen; Teil 2: Messverfahren*. Entwurf 2001.

[24] ECAC DOC.29 (1997): *Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports.* European Civil Aviation Conference (ECAC), 1st Edition 1986, 2nd Edition 1997.

[25] ECAC DOC.29R (2004): *Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports, Volume 1: Applications Guide*. European Civil Aviation Conference (ECAC), Proposal by AIRMOD Technical Subgroup, Draft Version 6.0, revised 12 May 2004.

[26] ECAC DOC.29R (2004): *Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports, Volume 2: Technical Guide*. European Civil Aviation Conference (ECAC), Proposal by AIRMOD Technical Subgroup, Draft Version 6.0, revised 12 May 2004.

[27] Empa (2003): *Datenerhebungssystem für Militärflugplätze (DES MIL), Version 2.0.* Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 740'192-2, 20. Juni 2003.

[28] Empa (2003): *Ermittlung des Fluglärms bei Militärflugplätzen (FLB MIL), Version 1.0.* Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 850'138-1, 12. August 2003.

[29] Empa (2003): *Gutachten Fluglärmmonitoring Flughafen Frankfurt Main, AP2: Akustik.* Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 422'293 / 513.2105, 23. Juni 2003.

[30] Empa (2004): *Übersicht über Fluglärmberechnungsverfahren – Situationsanalyse und Standortbestimmung im Rahmen der vom BUWAL zur erlassenden Empfehlung für Fluglärmberechnungsverfahren (LSV Art. 38 Abs. 2).* Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 433'411 - 1 / 513.2216, 22. Dezember 2004.

[31] Empa (2005): *RIANNA – Research into Improving Aircraft Noise Nuisance Assessment: Using radar data for aircraft noise calculations*. Untersuchung im Auftrage der Eurocontrol (unveröffentlicht). Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 436'964 / 513.2252, 28. September 2005.

[32] Empa (2006): *INM und FLULA im Vergleich - Berechnungen mit INM und FLULA2 am Beispiel des Flughafens Zürich.* Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 840'818 / 513.2171, 26. Januar 2006.

[33] EU - Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates über die Bewertung und Bekämpfung von Umgebungslärm. Brüssel, 25. Juni 2002 (ABl L 189/12 (2002)).

[34] Fleming, G. et al. (2003): *Engine Installation Effects of Four Civil Transportation Airplanes: The Wallops Flight Facility Study.* Prepared for NASA-Langley Research Center, NASA/TM-2003-212433, october 2003.

[35] Forsyth, D.W., J. Guilding, J. DiPardo (2003): *Review of Integrated Noise Model (INM), Equations and Processes*. Prepared for NASA-Langley Research Center, NASA/CR-2003-212414, may 2003.

[36] Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm, 30. März 1971, BGBI. I S. 282, Deutschland.

[37] Gränicher, H. (1994): *Messung beendet – was nun ? Einführung und Nachschlagewerk für die Planung und Auswertung von Messungen.* v/d/f Hochschulverlag AG an der ETH Zürich; Stuttgart, Teubner, 1994

[38] Granøien, I.L.N., R.T. Randeberg, H. Olsen (2002): *Corrective measures for the aircraft noise models NORTIM and GMTIM: (1) Development of new algorithms for ground attenuation and engine installation effects; (2) New noise data for two aircraft families*. SINTEF Report STF40 A02065, Trondheim, December 2002.

[39] Gulding J.M., J.R. Olmstead, G.G. Fleming (1999): *Integrated Noise Model (INM), Version 6.0, User's Guide*. Federal Aviation Administration (FAA), Department of Tranportation, Report No FAA-AEE-99-03, September 1999.

[40] Guo, Y. (2005): *Empirical Prediction of Aircraft Landing Gear Noise*. Prepared for NASA-Langley Research Center, NASA/CR-2005-213780, July 2005.

[41] Hack, E. (2003): *Unsicherheit von Fitparametern bei Ausgleichsrechnungen*. Kursunterlagen, Empa, Abteilung Elektronik/Messtechnik, Mai 2003.

[42] Harris Miller Miller & Hanson Inc. (1999): *Examining INM Accuracy Using Empirical Sound Monitoring and Radar Data*. HMMH Report No. 294520.03, prepared for NASA-Langley Research Center, October 1999.

[43] Heckl, M. & H.A. Müller [Hrsg.] (1995): *Taschenbuch der Technischen Akustik*. 2. Aufl. Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, ISBN 3-540-54473-9.

[44] Henkel C. & U. Isermann (2004): *Rechenprogramm SIMUL*. Benutzerhandbuch und Befehlsreferenz, Version 1, DLR Institut für Strömungstechnik und Aerodynamik, Göttingen, 2004.

[45] Heutschi, K. (2003): *Skript Akustik I*. Institut für Signal- und Informationsverarbeitung, Eidgenössische Technische Hochschule. Hrsg. Empa, Abteilung Akustik, Dübendorf, August 2003.

[46] Hofmann, R. (1997): *Lärm und Lärmbekämpfung in der Schweiz*. Vorlesungsskript Eidgenössische Technische Hochschule, Studiengang Umweltingenieurwissenschaften. Hrsg. Empa, Abteilung Akustik, Dübendorf, 1. Auflage 1997, 2. Auflage 2000.

[47] Huemer, R.-G., R. König, H. Friehmelt, U. Isermann, O. Boguhn (2004): *The Influence of Modern Noise-Simulation-Tools on the Design of Future Noise-Abatement-Approach Procedures*. AIAA 2004.

[48] ICAO (1988): *Recommended Method for Computing Noise Contours around Airports.*, International Civil Aviation Organization (ICAO), Circular 205-AN/1/25, Montreal, Canada.

[49] ICAO: Environmental Protection; Annex 16 to the convention of international civil aviation; Volume I: Aircraft Noise, International Civil Aviation Organization (ICAO), Montreal, Canada.

[50] Isermann, U. & R. Schmid (1996): *Untersuchungen mit dem Integrated Noise Model*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Messverfahren und Strömungsanalysen. FE-Nr. L-1 / 95-50135 / 95. Oktober 1996.

[51] Isermann, U. & R. Schmid (1999): *Bewertung und Berechnung von Fluglärm.* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Messverfahren und Strömungsanalysen. FE-Nr. L-2 / 96-50144 / 96. Juli 1999.

[52] Isermann, U. (1982): *Einfluss der physikalischen und flugbetrieblichen Bedingungen auf die Fluglärmimmissionen am Boden*. Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Bericht 11/1982, Göttingen, Oktober 1982, ISSN 0436-1199.

[53] Isermann, U. (1988): *Berechnung der Fluglärmimmissionen in der Umgebung von Verkehrsflughäfen mit Hilfe eines Simulationsverfahrens*. MPI für Strömungsforschung, Bericht 7/1988, Göttingen, Februar 1988.

[54] Isermann, U. et al. (1998): *Zur Gewährung eines Bonus bei der Festlegung der Landeentgelte auf der Basis von Messungen durch Fluglärmüberwachungsanlagen*. Untersuchung im Auftrag der Flughafen Frankfurt Main AG. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, Juni 1998.

[55] ISO 3891(1978): *Acoustics; Procedure for describing aircraft noise heard on the ground.*

[56] ISO 9613-1 (1993): *Acoustics; Attenuation of sound during propagation outdoors - Part 1: Calculation of the absorption of sound by the atmosphere.*

[57] ISO 9613-2 (1996): *Acoustics; Attenuation of sound during propagation outdoors - Part 2: General method of calculation*.

[58] ISO/CD 20906 (2005): *Acoustics – Unattended monitoring of aircraft sound in the vicinity of airports. Feb 2005*.

[59] Kötz, W.-D. (2004): *Zur Frage der effektiven Schalldämmung von geöffneten Fenstern – Ein klärendes Wort zur Schallpegeldifferenz aussen/innen bei Fenstern in Kippstellung*. Zeitschrift für Lärmbekämpfung Jahrgang 51, Seite 21-26, Springer VDI Verlag.

[60] Kraus, H. (2004): *Die Atmosphäre der Erde; eine Einführung in die Meteorologie.* 3. , erweiterte und aktualisierte Auflage, Springer-Verlag GmbH, ISBN: 3540206566.

[61] Krebs, W. et al (2006): *Spectral Three-Dimensional Sound Directivity Models for Fixed Wind Aircraft*. Acta Acoustica, Vol. 92 (2006), 269-277.

[62] Krebs, W., R. Bütikofer, G. Thomann (2003): *Modeling the Three-Dimensional Sound Directivity Patterns of Helicopters.* Acta Acoustica, Vol 89 (2003) 273-279.

[63] Krebs, W., R. Bütikofer, S. Plüss, G. Thomann (2004): *Sound source data for aircraft noise simulation*. Acta Acoustica, 90 (2004), 91-100.

[64] Lobsiger, E. (1997): AVI88, *Programm zur Berechnung und Darstellung von Fluglärmimmissionen*. Hrsg. Bächtold AG, Ingenieure Bern.

[65] Lobsiger, E. (2003): *Die Fluglärm-Berechnungsverfahren von AVI88 und FLULA2*. Belp, 17. Mai 3003 (unveröffentlichter Bericht).

[66] Lobsiger, E. (2005): *IMMPAC, ein Verfahren und Programm zur Berechnung und Darstellung von Fluglärmimmissionen.* Belp, 6. März 2005 (unveröffentlichter Bericht).

[67] LRV: Luftreinhalte-Verordnung vom 16. Dezember 1985; SR 814.318.142.1.

[68] LSV: Lärmschutzverordnung vom 15. Dezember 1986. SR 814.41, Stand 12. September 2006.

[69] Matschat, K. & E.-A. Müller (1979): *Effektivpegel und Geräuschdauer bei Flugzeugvorbeiflügen.* In: Festschrift zum 100-jährigen Bestehen der Forschungs- und Versuchsanstalt Wien. Wien, Mai 1979.

[70] Matschat, K. & E.-A. Müller (1981): *Vergleich nationaler und internationaler Fluglärmbewertungsverfahren. Aufstellung von Näherungsbeziehungen zwischen den Bewertungsmassen.* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Göttingen. Forschungsbericht 82025 im Auftrag des Umweltbundesamt, November 1981.

[71] Miedema, H.M.E. & H. Vos (1998): *Exposure-response relationships for transportation noise*. Journal of the Acoustical Society of America, 104(6), 3432-3445 (1998).

[72] Miedema, H.M.E.& G.M. Oudshorn (): *Annoyance from Transportation Noise: Relationships with Exposure Metrics DNL and DENL and their Confidence Intervals*.

[73] NATO/CCMS (1994): *Effects of Topography on Propagation of Noise in the Vicinity of Airfields*. Report Number 200, June 1994 (unveröffentlichter Bericht).

[74] NATO/CCMS (2001): *Narvik Measurements - Aircraft Noise Propagation over varying terrain*. (unveröffentlichter Bericht).

[75] Oliva, C. (1998): *Belastungen der Bevölkerung durch Flug- und Strassenlärm. Eine Lärmstudie am Beispiel der Flughäfen Genf und Zürich*. Duncker & Humblot, Berlin, 1998.

[76] Ollerhead J.B., D.P. Rhodes et al. (1999): *The UK Civil Aircraft Noise Contour Model ANCON: Improvements in Version 2*. R&D Report 9842, National Air Traffic Services, June 1999.

[77] Ollerhead, J.B. (1992): *The CAA Aircraft Noise Contour Model ANCON Version 1*. DORA Report 9120, Civil Aviation Authority, 1992.

[78] Olmstead J.R., G.G. Fleming, J.M. Gulding et al (2002): *Integrated Noise Model (INM), Version 6.0, Technical Manual*. Federal Aviation Administration (FAA), Department of Tranportation, Report No FAA-AEE-02-01, January 2002.

[79] Olsen, H., K.H. Liasjø, I.L.N. Granøien (1995): *Topography influence on aircraft noise propagation, as implemented in the norwegian prediction model NORTIM*. SINTEF DELAB Report STF40 A95038, Trondheim, April 1995.

[80] Page, J.A (2002): *Simulation of Rotorcraft Noise including the Effects of Topography*. American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, Technical Specialists Meeting, San Francisco, CA, January 2002.

[81] Parkin, P.H & W.E. Scholes (1964): *The horizontal propagation of sound from a jet-engine close to the ground at Radlett*. JSV 1, 1964, p. 1-13.

[82] Parkin, P.H & W.E. Scholes (1965): *The horizontal propagation of sound from a jet-engine close to the ground at Hatfield*. JSV 2, 1965, p. 353-374.

[83] Pietrzko, S & R. Bütikofer (2002): *FLULA, the Swiss Aircraft Noise Prediction Program*. Proceedings in Acoutics 2002, Annual Conference of the Australian Acoustical Society, Adelaide, Australia, November 2002.

[84] Pietrzko, S & R.F. Hofmann (1996): *Mathematical Modelling of Aircraft Noise Based on Identified Directivity Patterns*. Proceedings of AIAA 96-1768, second AIAA/CEAS Aeronautics Conference, Mai 1996, State College, PA, USA.

[85] Pietrzko, S., E. Eichenberger, S. Plüss (1992): *Aircraft Noise Simulation with Statistical Modelling of Flight Path Dispersion*. Proceedings of 6th international FASE Congress 1992, Zürich, July 1992.

[86] Pietrzko, S.J. & R.F. Hofmann (1988): *Prediction of A-Weighted Aircraft Noise Based on Measured Directivity Patterns*. Journal of Applied Acoustics 23, pp. 29-44, 1988.

[87] Powell, C.A. (2003): *Relationship between Aircraft Noise Contour Area and Noise Levels at Certification Points*. NASA/TM-2003-212649, September 2003.

[88] Probst, W. & U. Donner (2002): *Die Unsicherheit des Beurteilungspegels bei der Immissionsprognose*. Zeitschrift für Lärmbekämpfung, Vol. 49 Nr. 3, Mai 2002

[89] Rackl, G., G. Miller, Y. Guo, K. Yamamoto (2005): *Airframe Noise Studies – Review and Future Direction.* Prepared for NASA-Langley Research Center, NASA/CR-2005-213767, June 2005.

[90] Rasmussen, K.B. (1984): *The Effect of Terrain Profile on Sound Propagation Outdoors*. Danish Acoustical Institute, Technical Report 111, January 1984.

[91] Restrick, K. (2002): *Error Sensitivity Analysis of the Integrated Noise Model.* Im Auftrag von EUROCONTROL Experimental Center, EEC/ENV/2002/006, August 2002.

[92] Rhodes, D.P & J.B. Ollerhead (2001): *Aircraft Noise Model Validation.* Proceedings of Internoise 2001, The Hague, The Netherlands, August 27-30, 2001.

[93] Rotorcraft Noise Model RMN 3.0 (2002): *Technical Reference and User Manual*, Wyle Report WR 02-05, March 2002.

[94] SAE AIR 1751 (1981): *Prediction Method of Lateral Attenuation of Airplane Noise During Takeoff and Landing.* Aerospace Information Report AIR 1751, Society of Automotive Engineers SAE, 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001 USA, reaffirmed 1991.

[95] SAE AIR 1845 (1986): *Procedure for the Calculation of Aircraft Noise in the Vicinity of Airports.* Aerospace Information Report AIR 1845, Society of Automotive Engineers SAE, 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001 USA.

[96] SAE AIR 5662 (2005): *Method for prediction lateral attenuation of airplane noise*. Aerospace Information Report AIR 5662, Society of Automotive Engineers SAE, 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001 USA.

[97] SAE ARP-866 (1975): *Standard values of atmospheric absorption as a function of temperature and humidity for use in evaluation aircraft flyover noise*. Aerospace Recommended

Practice ARP 866, Society of Automotive Engineers SAE, 400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-0001 USA.

[98] Schäfer, P. (1978): *Vergleichende Analyse von Lärmbewertungs-Verfahren*. Institut für Ergonomie der Technischen Universität München, im Auftrage des Umweltbundesamtes, Berlin, Juli 1978.

[99] Schmid, R. (1999): *Physikalische Modellierung der Richtcharakteristik der Schallabstrahlung von Nebenstromtriebwerken.* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, November 1999.

[100] SN EN 60651 (1994): *Schallpegelmesser*. (DIN EN 60651: 1994)

[101] SN EN 60804 (1994): *Integrierende mittelwertbildende Schallpegelmesse*r.

[102] SN EN 60942 (2003): *Elektroakustik; Schallkalibratoren.* (IEC 60942: 2003)

[103] SN EN 61672-1 (2003): *Elektroakustik; Schallpegelmesser - Teil 1: Anforderungen.* (IEC 61672-1: 2002)

[104] SN ENV 13005 (2000): *Leitfaden zur Angabe der Unsicherheit beim Messen. (*Englischer Originaltitel*: GUM, Guide to the expression of uncertainty in measurement*.)

[105] Stahel, W.A. (1995): Statistische Datenanalyse, eine Einführung für Naturwissenschaftler. Vieweg, 3., durchgesehene Auflage, Februar 2000, ISBN 3-528-26653-8.

[106] Taylor, J.R. (1988): *Fehleranalyse. Eine Einführung in die Untersuchung von Unsicherheiten in pysikalischen Messungen.* VCH Verlagsgesellschaft mbH, D-6940 Weinheim, 1988.

[107] Thomann, G. et al (2001): *FLULA2 - Ein Simulationsverfahren zur Berechnung und Darstellung der Fluglärmbelastung.* Technische Programmdokumentation. Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik, Bericht Nr. 840'143, September 2001.

[108] Umweltbundesamt I3.3-60 112/5: *Entwurf der neuen zivilen AzB-Flugzeugklassen*.

[109] USG: Kommentar zum Umweltschutzgesetz, Herausgegeben von der Vereinigung für Umweltrecht und Helen Keller, 2. Auflage 1999, Schulthess Polygrafischer Verlag Zürich, Autorin zu Art. 38 Ursula Brunner.

[110] USG: Umweltschutzgesetz vom 7. Oktober 1983, SR 814.01.

[111] Wiener, F.M & D.N. Keast (1959): *Experimental study of sound over ground*. JASA 31, 1959, p.724-733.

Glossar der wichtigsten Begriffe

A-Bewertung	Die Empfindlichkeit des menschlichen Ohres hängt von der (→) Frequenz ab. Tiefe und sehr hohe Töne werden weniger laut wahrgenommen als mittlere Töne. Bei der Geräuschmessung wird dies berücksichtigt, indem die im Schall enthaltenen Frequenzen entsprechend der A-Filterkurve unterschiedlich gewichtet werden. [43] & [45]
Ausbreitungsbedingungen	Charakterisierung des Zustands der Atmosphäre hinsichtlich der Schallausbreitung; in Abhängigkeit des Bewölkungsgrads, der Windgeschwindigkeit, der Windrichtung und des Sonnenstands werden drei Kategorien unterschieden: (→) förderliche, (→) hinderliche und (→) unbestimmte Ausbreitungsbedingungen. [45]
Beeinträchtigung	Allgemeiner Begriff für die Folge der Lärmbelastung einer Bevölkerung, welche die (→) Belästigung und die (→) Störung umfasst.
Belästigung	(*annoyance*) Begriff für eine besondere Wirkung des Lärms auf eine Bevölkerung, welche sich in einer Befragung als selbst eingestufte Reaktion erheben lässt. Üblich ist eine 11-er Skala zur Einstufung der Reaktionsstärke mit Werten von 0 bis 10. [75]
Belastung	Bezeichnung für die objektiv durch Messung und Anwendung fester Regeln erfasste Einwirkung von Schall auf einen geografischen Ort. Die Schallbelastung wird als (→) Pegel in (→) Dezibel angegeben.
Beurteilungspegel	Messgrösse der Schallimmission bzw. der Belastung, entstanden aus instrumentellen Resultaten und objektiven Korrekturen, welche Erfahrungen über die besondere (→) Störwirkung bestimmter Geräusche berücksichtigen. Der Beurteilungspegel wird mit L_r bezeichnet (*rating level*) und in Dezibel ausgedrückt (vgl. Anhang A2.4).
Bodenlärm	Schallimmissionen aus dem Betrieb der Flugzeuge auf dem Flughafenvorfeld und den Rollwegen sowie Immissionen von Testläufen und Hilfsaggregaten (APU). Da es sich beim Bodenlärm um örtlich begrenzte und um bodennahe Schallquellen handelt, ist die Schallausbreitung stark abhängig von lokalen Gegebenheiten wie Abschirmungen durch Gebäude und die Topographie sowie von stark veränderlichen Ausbreitungsbedingungen je nach Wetterlage. Diese kleinräumigen Strukturen sind in den grossflächigen Fluglärmberechnungsprogrammen nicht in diesem Detaillierungsgrad enthalten. Bodenlärm muss deshalb mit denselben Instrumenten erfasst werden wie beispielsweise Industrie- oder Strassenlärm.
Dezibel dB	Der zehnte Teil eines Bel. Ein Bel ist definiert als der dekadische Logarithmus des Verhältnisses zweier gleichartiger Größen.
Einflussgrösse	Grösse, die nicht Messgrösse ist, jedoch das Messergebnis beeinflusst. [104]
Fehlergrenzen	Vereinbarte Höchstbeträge für Abweichungen der Ausgabe von Messgeräten. [19]
Frequenz	Häufigkeit pro Zeiteinheit. Im Bereich des Hörens die Häufigkeit, mit der eine vollständige Schwingung pro Sekunde auftritt; Einheit: Hertz Hz. (Vgl. auch Anhang A2.2.)
Förderlich	Wetterbedingungen, welche die Schallausbreitung begünstigen. Solche Bedingungen treten bei Mitwind oder Temperaturinversionen (stabile Schichtung) auf und können im Vergleich zu neutralen Verhältnissen zu höheren Immissionen führen. [45]

Footprint	Energetischer „Fussabdruck“ eines definierten Flugzeugtyps auf einer vorgegebenen Flugbahn als Kurven gleicher Pegelwerte dargestellt. Es werden zwei Arten von Footprints unterschieden: (A) Fussabdruck eines einzelnen Flugereignisses; (B) Fussabdruck einer zufällig ausgewählten Zahl von Einzelereignissen, wobei die individuellen Belastungen energetisch addiert (→ Superposition) und auf Eins normiert werden.
Genauigkeit	Ausmass der Übereinstimmung zwischen dem Messergebnis und einem wahren Wert der Messgrösse. Genauigkeit ist ein qualitativer Begriff und kann direkt aufs Messergebnis angewendet werden.
Hinderlich	Wetterbedingungen, welche die Schallausbreitung nicht begünstigen. Solche Bedingungen treten bei Gegenwind oder labiler Temperaturschichtung auf und können im Vergleich zu neutralen Verhältnissen zu einer zusätzlichen Abschwächung des Schalls auf dem Ausbreitungsweg und damit zu niedrigeren Immissionen führen. [45]
Lärm	Unerwünschter (→) Schall resp. unerwünschtes (meist lautes) Geräusch. Lärm ist ein überwiegend psychologischer Begriff. Lärm kann zu einer Reihe von (→) Störungen führen, bei Andauern auch zu Schädigungen des Gehörs.
Mittelungspegel L_{Aeq}	Pegelangabe für eine längere Zeitperiode, berechnet als Pegel der mittleren (→) Schallintensität während der Messzeit. Weil die Mittelwertbildung über die Schallintensität erfolgt und erst nachher der logarithmische Pegel berechnet wird, ist der Mittelungspegel ein "spitzenbetontes Durchschnittsmass" und nicht zu verwechseln mit einem Durchschnitt der Pegel. Der Mittelungspegel ist die Basisgrösse für die meisten weltweit verwendeten Lärmbelastungsmasse. *Leq* ist die Abkürzung für "energieaequivalenter Dauerschallpegel". Der Begriff "energieaequivalent" gibt an, dass eine Verdoppelung der Ereignisanzahl die gleiche Wirkung auf die Masszahl hat wie eine Verdopplung der Energie (+3 dB). (Weitere Details in Anhang A2.4.)
Modell	Ein Modell ist ein vereinfachendes Abbild der Realität. Es ist ein Konzept, wie mit bestimmten Grundannahmen komplizierte Phänomene überschaubar und letztlich mathematisch beschreibbar gemacht werden können.
Pegel *L*	Bestimmte Darstellungsform akustischer Messgrössen. Die primäre Messgrösse wird mit einem Bezugswert verglichen und der Quotient auf einer logarithmischen Skala dargestellt in Anlehnung an die Funktion des Gehörs. Dies gestattet, einen riesigen Dynamikbereich auf einer handlichen Skala unterzubringen.
Programm	Ein Programm ist die Computerimplementation eines (→) Verfahrens in einer bestimmten Programmiersprache. Oft ergeben sich bei der Implementierung Verfeinerungen und Abänderungen der ursprünglichen (→) Verfahren.
Schalldruck *p*	Zeitliche Änderungen des Luftdrucks; mechanische Schwingungen, die Frequenzanteile im Hörbereich (16 Hz bis 16 kHz) enthalten. (Siehe auch Anhang A2.1.)
Schallimmission	Akustische Einwirkung auf einen Empfangspunkt. Das instrumentelle Ergebnis kann durch weitere objektive Grössen ergänzt sein. Wo eine Schallimmission besteht, existiert eine (→) Belastung.
Schallintensität *I*	Produkt aus Schalldruck und Teilchengeschwindigkeit. Die Schallintensität drückt den Energietransport durch Schallwellen aus. Sie ist die primäre Beschreibungsgrösse des Schalls und hat die Einheit Watt pro Quadratmeter (W/m^2); traditionellerweise wird die Schallintensität auf ei-

	ner logarithmischen Skala in Dezibel angegeben. (Siehe auch Anhang A2.1.)
Schallleistung *P*	Schallintensität multipliziert mit einer Fläche; Gesamtenergie, die in alle Richtungen von der Quelle abgegeben wird. (Siehe auch Anhang A2.1.)
Schallpegel	Akustische Messgrösse, dargestellt auf einer logarithmischen Skala. Primäre Grösse ist das Schalldruckquadrat bzw. die Intensität, im Instrument integriert über eine Zeitkonstante ("slow" S oder "fast" F), unter Verwendung eines Frequenzfilters, welches die Empfindlichkeit des Gehörs grob nachahmt (→ A-Bewertung). (Siehe auch Anhang A2.3.)
Störung	(*disturbance*) Begriff zur Bezeichnung einer Reaktion von Personen auf Lärm, welche sich aus dem Verhalten ablesen lässt. Das Verhalten kann durch Befragung erfasst werden. Unter Umständen wird "Störung" auch im Sinne der (→) "Belästigung" verwendet. [14] & [68]
Spektrum	Angabe zur Verteilung der in einem Geräusch vorliegenden (→) Frequenzen. (Vgl. auch Anhang A2.2.)
Superposition	Überlagerung von typen- und routenspezifischen Belastungen (→ Footprint) nach den Regeln der Pegelarithmetik (energetische Addition).
Unsicherheit	Unsicherheiten sind kontrollierbare Einflüsse auf ein Experiment. Im *Guide to the expression of uncertainty in measurement* GUM [104] wird der Begriff Unsicherheit als ein dem Messergebnis zugeordneter Parameter definiert, der die Streuung der Werte kennzeichnet, die vernünftigerweise dem Messergebnis zugeordnet werden können. Der Parameter kann beispielsweise eine Standardabweichung, ein Vielfaches dieser Standardabweichung oder die halbe Weite eines Bereichs sein, der einem festen Konfidenzniveau entspricht.
Unbestimmt	Wetterbedingungen, die weder der Schallausbreitung (→) förderlich noch (→) hinderlich sind. Die entsprechenden (→) Ausbreitungsbedingungen haben somit einen nicht klar definierbaren Einfluss auf den Schallpegel am Immissionsort. [45]
Verfahren	Das (Berechnungs-)Verfahren ist eine Anleitung, die beschreibt, wie das (→) Modell im Detail anzuwenden ist unter Einbezug von gemessenen und theoretischen Ausgangsgrössen.
Validierung	Prüfung der Tauglichkeit für die vorgesehene Anwendung. Bestätigung aufgrund einer Untersuchung, dass die besonderen Anforderungen für einen speziellen, beabsichtigten Gebrauch erfüllt worden sind. Validierung schliesst die Beschreibung der Anforderungen, die Bestimmung der Merkmale der Verfahren, den Vergleich der Anforderungen mit den Werten der Merkmale des Verfahrens und eine Aussage zu ihrer Gültigkeit ein.
Zuverlässigkeit	Zuverlässigkeit ist ein qualitativer Begriff. Sie sagt etwas über die Qualität der Schlussfolgerungen aus, welche aus einem berechneten oder gemessenen Ergebnis unter Einbezug der (→) Genauigkeit oder (→) Unsicherheit gezogen werden.

Abkürzungen

3di	dreidimensionale Richtcharakteristik; de Richtwirkung wird mittels zweier Winkel beschrieben, dem Polarwinkel θ und dem Azimutwinkel φ (Definitionen siehe Anhang A3.3 und Anhang A3.4)
ABl	Amtsblatt
ac	Flugzeug (*aircraft*)
add	zusätzlich (*additional*)
aF	absolute Feuchte in g/m^3
AIG	Flughafen Genf (*Aeroport International de Genève*)
AIR	*Aerospace Information Report*; technische Berichte der SAE bekommen dieses Kürzel, wenn deren Inhalte sich mit Luft- oder Raumfahrt beschäftigen
Airmod	*Aircraft Modelling*; Arbeitsgruppe der ANCAT
ANCAT	*Group of Experts on the Abatement of Nuisance caused by Air Transport*; Expertengruppe der ECAC
ANCON	*Aircraft Noise Contour Model*; Fluglärmprogramm von England
APP	Landung (*approach*)
APU	Hilfsaggregate (*auxiliary power units*)
ARP	*Aerospace Recommended Practice;* Empfehlungen der SAE bekommen dieses Kürzel, wenn deren Inhalte sich mit Luft- oder Raumfahrt beschäftigen
as	Zurodnung (*assigned*)
atm	atmosphärisch (*atmospheric*)
ATOM	aktuelle Startmasse (*actual-take-off-mass*)
att	Dämpfungen auf dem Ausbreitungsweg des Schalls (*attenuation*)
AVI88	(siehe IMMPAC)
AW	Alarmwert (vgl. Anhang A1)
AzB	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flughäfen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm; Deutschland
AZI	Azimut
BAFU	Bundesamt für Umwelt (ehemals Bundesamt für Umwelt, Wald und Landschaft BUWAL)
BAZL	Bundesamt für Zivilluftfahrt
BBM	Firma Müller-BBM GmbH, Planegg bei München
BGE	Bundesgerichtentscheid
BLW	Betriebe der Luftwaffe (ehemals Bundesamt für die Betriebe der Luftwaffe BABLW)
BPR	Nebenstromverhältnis (*by-pass-ratio*)
BT	Betriebstage
CAA	*Civil Aviation Authority*; Luftfahrtbehörde von England
CAEP	*Committee on Aviation Environmental Protection*; Kommission der ICAO
cal	Kalibration (*calibration*)
calc	Berechnung (*calculation*)
conf	Konfiguration (*configuration*)
conta	Verunreinigung durch Fremdgeräusche (*contamination*)
corr	korrigiert oder Korrektur
dB	Dezibel
DEP	Start (*departure*)

DES	Datenerfassungssysteme für die Ermittlung von Lärmschutzbereichen an zivilen (DES) und militärischen Flugplätzen (DES-MIL); Deutschland
div	geometrische Dämpfung (*divergence*)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EADS	*European Aeronautic Defence and Space Company*
ECAC	*European Civil Aviation Conference*; europäische Luftfahrtbehörde
Empa	Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt
eng	Triebwerk (*engine*)
ERCD	Environmental Research and Consultancy Department; England
ES	Empfindlichkeitsstufe (vgl. Anhang A1)
EU	Europäische Union
F	Förderliche Ausbreitungsbedingungen (vgl. Anhang A4.1)
FAA	*Federal Aviation Administration*; zivile Luftfahrtbehörde der USA
FLGS	Art der Motorisierung
FLULA2	Fluglärmsimulationsprogramm der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Forschungsanstalt Empa
Forts.	Fortsetzung
fSFS	vollständige Einzelflugsimulation (*full Single Flight Simulation*); Simulation unter Verwendung sämtlicher Radardaten
ft	feet (Fuss); 1 ft = 0.3048 m
Fus	Flugzeuge mit den Triebwerken am Rumpf (*fuselage mounted*)
GIS	Geografisches Informationssystem
GUM	*Guide to the expression of uncertainty in measurement* [104]
GW	Grenzwert
H	Hinderliche Ausbreitungsbedingungen (vgl. Anhang A4.1)
HMMH	Harris Miller Miller & Hanson
Hz	Hertz
ICAO	Internationale Luftfahrtbehörde (*International Civil Aviation Organisation*)
IGW	Immissionsgrenzwert (vgl. Anhang A1)
IMMPAC	Ein Verfahren und Programm zur Berechnung und Darstellung von Fluglärmimmissionen, welches von Ernst Lobsiger entwickelt wurde und wird [66]; ehemals AVI88 [64]
INM	*Integrated Noise Model* [78]; Computerprogramm zur Berechnung von Fluglärmbelastungen, welches im Auftrage der FAA entwickelt wurde.
instr	Messausrüstung (*instrumentation*)
ISA	internationale Standardatmosphäre (*International Standard Atmosphere*)
ISO	internationale Organisation zur Standardisierung von Methoden und Prozessen (*International Organization for Standardization*)
LAP	Landekonfiguration
LBK	Lärmbelastungskataster
LDLP	spezielles Anflugverfahren (*low-drag-low-power*)
lg	10er Logarithmus; Logarithmus mit der Basis 10
ln	natürlicher Logarithmus; Logarithmus mit der Basis e
loc	Messumgebung (*location*)
Max	maximaler Wert im Wertebereich
MCH	MeteoSchweiz
Mean	arithmetischer Mittelwert

meas	Messung (*measurement*)
METAS	Bundesamt für Metrologie
Min	minimaler Wert im Wertebereich
miss	nicht erfasste Fluglärmereignisse (*missing*)
mod	Berechnungsmodell (*model*)
MTOM	höchstzulässige Startmasse (*maximum-take-off-mass*)
N1	Periode in der Nacht von 22 bis 23 Uhr (erste Nachtstunde)
N2	Periode in der Nacht von 23 bis 05 Uhr (zweite Nachtstunde)
N3	Periode in der Nacht von 05 bis 06 Uhr (letzte Nachtstunde)
NMT	*Noise Monitoring Terminal*
NORTIM	norwegisches Programm zur Berechnung von Fluglärm, welches von SINTEF entwickelt wurde und wird [79]
NPD	*Noise Power Distance*
NPDT	*Noise Power Distance Table*
OZ	obere Zeitgrenze in Sekunden
PC	*Personal Computer*
POL	Polarwinkel
prog	Prognose (*prognosis*)
Prop	Flugzeuge mit Propellerantrieb
PW	Planungswert
P-W.	Mass der Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese H_0 (vgl. Anhang A5).
QFE	Luftdruck am Boden in hPa (*question field elevation*)
QNH	Nach Standardatmosphäre auf Meeresniveau reduzierter Luftdruck in hPa (*question normal height*)
Rayl	Veraltete Einheit zur Bezeichnung des spezifischen Strömungswiderstands des Bodens (Schallkennimpedanz); 1 Rayl enspricht 10 Pa·s/m
RC	Richtcharakteristik
relF	relative Feuchte in Prozenten; Verhältnis des aktuellen Dampfdrucks e zum Sättigungsdampfdruck über Wasser e_w^* bei einer bestimmten Lufttemperatur T (vgl. Anhang A4.3).
rot	rotationssymmetrische Richtcharakteristik; die Richtwirkung wird mittels des Polarwinkels θ beschrieben (Definition siehe Anhang A3.3).
SAE	*Society of Automative Engineers*
SEL	*Sound Exposure Level* oder *Single Event Level* in dB; alte Bezeichnung für L_{AE}
set	individuelle Messgeräteeinstellungen (*setting, setup*)
SF	Schwelle Fix; gleich bedeutend mit Schwellenpegel L_S
SFT	Start mit maximaler Leistung
Sign	Signifikanz-Klasse bei der Beurteilung signifikanter Abweichungen unter Verwendung der integrierten Teststatistik von Student; Notation nach der Sternchen-Konvention (vgl. Anhang A5)
SINTEF	Grösste und unabhängige Forschungsorganisation in Skandinavien
slm	Kürzel für Schallpegelmesser (*sound level meter*)
spek	spektral
sph	Kugelrichtcharakteristik
SPSS	Softwarepaket zur statistischen Analyse von Daten
spt	Schallausbreitungszeit (*sound propagation time*)
STN	Stationsnummer; Nummer der Meteostationen von MeteoSchweiz MCH.

SVG	Start mit mittlerer Leistung
tot	total
U	umbestimmte Ausbreitungsbedingungen (vgl. Anhang A4.1)
UK	England *(United Kingdom*)
USA	Vereinigte Staaten von Amerika (*United States of America*)
UZ	untere Zeitgrenze in Sekunden; entspricht der Mindestzeit t_M
WG	Arbeitsgruppe (*working group*)
Wing	Flugzeuge mit den Triebwerken unter den Flügeln (*wing-mounted*)

Lateinische Symbole

$_A$	Index für A-Bewertung (vgl. Anhang A9)
a	Irrtumswahrscheinlichkeit; Signifikanzniveau der standardisierten Teststatisik von Student (vgl. Anhang A5)
A_{add}	Zusatzdämpfung (*additional attenuation*), dB
A_{atm}	Atmosphärische Dämpfung (*atmospheric absorption*), dB
A_{div}	Geometrische Dämpfung (*geometrical divergence*), dB
A_i	Abschwächungsterm auf dem Ausbreitungsweg des Schalls, dB
b	Korridorbreite in Metern
C	Pegelkorrekturen für Leistungssetzung (*corrections*), dB
c	Schallgeschwindigkeit, m/s; oder:
c	Sensitivitätskoeffizient (*sensitivity coefficient)*
conta	Höhe der Kontamination in dB
d	Anzahl Tage eines Jahres
D	Richtwirkungskorrektur (*Directivity*) in dB
dMS	Abstand des Maximalpegels $L_{A,max}$ zum Schwellenpegel L_S in dB
e	Dampfdruck des Wassers, hPa
erf	*error function* (Fehlerfunktion)
erfc	komplementäre *error function*
f	Frequenz, Hz
f_m	Terzbandmittenfrequenz, Hz
g	Erdbeschleunigung in m/s
G	Fehlergrenzen
GGPA	Grundgeräuschpegelabstand in dB
h	Höhe in Metern
H_0	Nullhypothese
H_A	Alternativhypothese
$_i$	Zähler
i	Immissionspunkt
I_0	Bezugsintensität, 10^{-12} Watt/m^2
I_w	Intensität des Schalls, Wm^2
$_j$	Index für Typ
k	Aequivalenzparameter; für Energieäquivalenz ist k=10
k	Korrekturen zur Berücksichtigung systematischer Effekte.
K	Korrekturen für Mittelungspegel (vgl. Anhang A1.2) oder für normal verteilte Pegel bei abgeschnittenen Pegelverteilungen.
k_p	Erweiterungsfaktor (*coverage factor*) zur Berechnung eines bestimmten Vertrauens- oder Signifikanzniveaus p
ℓ	Seitliche Distanz in Metern vom Empfangspunkt zum einem Punkt senkrecht unter der Flugbahn.
$L_A(t)$	A-bewerteter Momentanpegel, dB
L_{Ai}	A-bewerteter Momentanpegel mit einer Integrationszeit von 1 Sekunde (Ein-Sekunden-Mittelungspegel), dB
$L_{A,max}$	A-bewerteter Maximalpegel, dB

L_{AE}	A-bewerteter Einzelereignispegel in dB, normiert auf eine Sekunde; der L_{AE} wird manchmal auch als *SEL* bezeichnet.
L_{Aeq}	A-bewerteter energieäquivalenter Dauerschallpegel (auch Mittelungspegel genannt), dB
$L_{AS,max}$	A-bewerteter Maximalpegel in dB mit der Zeitkonstante slow gemessen.
Leq	Synonym für L_{Aeq}
L_{den}	Tag-Abend-Nacht-Pegel (*day-evening-night-level*) in dB [33]
L_I	Schallintensitätspegel, dB
L_p	Schalldruckpegel, dB
L_r	Beurteilungspegel (*rating level*), dB
L_{res}	Grundgeräuschpegel, dB
L_S	Schwellenpegel in dB; entspricht der Messschwelle einer automatischen Messstation.
L_w	Schallleistungspegel, dB
L_z	Impedanzanpassung, dB
m	Anzahl Freiheitsgrade der standardisierten Teststatistik von Student (vgl. Anhang A5)
N	Anzahl Beobachtungen
N_1	Anzahl der gemessenen Fluglärmereignisse, die an einer bestimmten Messstelle in die Berechnung des Mittelungspegels L_{Aeq} eingegangen sind.
N_2	Gesamtzahl der an einer bestimmten Messstelle während des Bezugzeitraums stattgefunden Vorbei- bzw. Überflüge.
p	Schalldruck, Pa
P	Schallleistung, Watt
p	Vertrauensniveau, Signifikanzniveau (*confidence level*)
p(t)	momentaner Schalldruck, Pa
p_0	Bezugsschalldruck, 20 µPa
P_0	Bezugsschallleistung, 10^{-12} Watt
P_s	Schallleistung der Quelle, Watt
r	Abstand zwischen Quelle und Empfänger in Metern
r_0	Referenzabstand oder Bezugsdistanz von 1 Meter
s	Kürzeste Distanz zwischen Lärmquelle und Empfangspunkt (*slant distance*)
S(p)	Korrekturfaktor zur Berechnung des Sigma-Werts der Grundgesamtheit aus gemessenen Standardabweichungen
SD	Standardabweichung (*Standard Deviation*)
SE	Standardabweichung des Mittelwerts (*Standard Error*); $SE = SD/\sqrt{N}$
SEL	*Sound Exposure Level*
T	Betrachtungszeit in Sekunden
T	Periode am Tag von 06 bis 22 Uhr (Tageszeit)
T	Temperatur in Grad Celsius
t	Zeit in Sekunden
t	Flugbahnpunkt
τ	Totzeit; Zeitspanne, während welcher ein Geräusch weder zum Fluglärm noch zum Hintergrundgeräusch gezählt wird.
t(a,m)	Wert der standardisierten Teststatistik von Student (vgl. Anhang A5) bei einem vorgegebenen Signifikanzniveau *a* und *m* Freiheitsgraden.
t_{10}	t10-Zeit in Sekunden; Zeitspanne, während welcher der momentane Schalldruckpegel um nicht mehr als 10 dB unter dem Schalldruckpegelmaximum liegt.

t_H	Horchzeit in Sekunden; bleibt der Momentanpegel länger als die Horchzeit unterhalb der des Schwellenpegels L_S, so wird die Pegelspeicherung unterbrochen. Wird dagegen während der Horchzeit der Schwellenwert wieder überschritten, so wird das Ereignis dem vorausgegangenen Fluglärmereignis zugeordnet.
t_M	Mindestzeit in Sekunden, während welcher der Momentanpegel den Schwellenpegel L_S überschreiten muss, damit das Ereignis als Lärmereignis gilt.
t_S	Schwellenzeit in Sekunden; Zeitspanne, während welcher der 1-Sekunden-Mittelungspegel über dem Schwellenpegel L_S lag; entspricht der Gesamtzeit eines an einer automatischen Station gemessenen Lärmereignisses.
U	erweiterte Standardunsicherheit (*expanded uncertainty*)
u	Standardunsicherheit (*uncertainty)*
u_c	Kombinierte Standardunsicherheit (*combined uncertainty)*
U_p	Auf das Vertrauensniveau p erweiterte Standardunsicherheit
v	Fluggeschwindigkeit (*ground speed*), m/s
VAR	Varianz
w(.)	Verteilungsfunktion
%Bew	Bewegungsanteil
%En	Energieanteil
%N1	Rotorspeedverhältnis
%Var	Varianzanteil

Griechische Symbole

α	Luftdämpfungsbeiwert nach ISO 9613-1, dB/km (vgl. Anhang A12)
α_0	Luftdämpfungsbeiwert für Standardatmsophäre ISA nach ISO 9613-1
β	Elevations- oder Höhenwinkel, Grad (vgl. Anhang A3.1)
Γ	Komponente der Boden-Boden-Schallausbreitung; entspricht der Zusatzdämpfung A_{add} bei Elevationswinkeln von 0°.
Δ	Korrektur für A-Bewertung
ΔL	Differenz zwischen zwei Pegeln in dB
ε	Querneigung in Grad
θ	Abstrahlwinkel in Längsrichtung (Polarwinkel) in Grad
λ	Abgewickelte Flugdistanz (Weglänge) in Kilometern vom Startpunkt resp. Aufsetzpunkt gemessen
Λ	Komponente der Luft-Boden-Schallausbreitung; beschreibt den abnehmenden Einfluss der Zusatzdämpfung A_{add} bei zunehmendem Höhenwinkel β.
η	Längenkoordinate, welche mit der Korridorbreite normiert wird und senkrecht zur Flugstrecke steht.
κ	Anpassungsfaktor zur Bestimmung der Kontamination beim Ereignispegel.
π	Zahl PI = 3.1416
ς	Längenkoordinate auf der Senkrechten zur Flugstrecke in Metern.
ρ	Dichte des Mediums, kg/m^3
σ	Standardabweichung der Grundgesamtheit
φ	Lateraler / azimutaler Abstrahlwinkel, Grad (vgl. Anhang A3.1)
Φ_P	Schallausbreitungsrichtung
τ	Totzeit in Sekunden; Zeitspanne, während welcher bei der Messung ein Geräusch weder zum Fluglärm noch zum Hintergrundgeräusch gezählt wird.
ϑ	Temperatur der Luft in Kelvin

Andere Symbole

$\oplus$	Energetische Addition
~	Korrigierter Wert
$\bar{}$	gemittelter Wert
˘	gewichteter Wert
	Normalverteilung
▲	Dreieckverteilung
▉	Rechteckverteilung

Figurenverzeichnis

Fig. 2-1 Ergebnis der von der Arbeitsgruppe „Model 1“ der CEAP (Untergruppe der ICAO) für einen modellhaften Flughafen durchgeführten Vergleichsberechnungen mit verschiedenen länderspezifischen Berechnungsverfahren für Fluglärm: oben die mit den Programmen berechneten 55 dB Niveaulinien für Starts; unten die dazugehörigen Flugspuren. 10

Fig. 3-1 Pegel-Zeit-Verlauf eines theoretischen Lärmereignisses. 13

Fig. 3-2 Immissionsspektren (A-bewertet, 305m) des Maximalpegels (fett) und des Ereignispegels (fein) für Flugzeuge mit Jettriebwerken (rot) und Flugzeuge mit Turbopropmotoren (schwarz) getrennt nach Start und Landung. 17

Fig. 3-3 Rotationssymmetrische Richtwirkung beim Start mit voller Leistung (rot ausgezogene Linien) und im Endanflug (blau gestrichelte Linien) für verschiedene Flugzeugtypen in Abhängigkeit des Polarwinkels θ; die Pfeile zeigen die Flugrichtung an. 18

Fig. 3-4 Installationseffekte nach SAE AIR 5662 (A) im Vergleich zur azimutalen Richtwirkung im Bereich des Maximalpegels für verschiedene Flugzeugtypen mit unterschiedlichem Antrieb und Montageort der Triebwerke (B, C, D) (Fus: Triebwerke am Rumpf montiert; Wing: Triebwerke unter den Flügeln montiert; Prop: Turbopropmotoren). 19

Fig. 3-5 Verschiedene Datensätze zur Berechnung der frequenzabhängigen Luftdämpfung für Standardbedingungen (15°C & 70% relF) und ihre Unterschiede. 21

Fig. 3-6 Pegeldifferenzen in Funktion der Distanz bei Verwendungen unterschiedlicher Normen zur Beschreibung der Luftdämpfung am Beispiel eines mittleren Landespektrums (blau, gestrichelt) resp. Startspektrums (rot, ausgezogen) der A320; die Angaben gelten für Standardbedingungen (15°C, 70% relF); ein positives Vorzeichen bedeutet, dass der Pegel bei Anwendung der ISO1913-1 um den entsprechenden Wert höher ist; die verwendeten A-bewerteten Spektren sind in den Anhängen A11.1 und A11.2 zu finden 21

Fig. 3-7 Zusatzdämpfung in dB für verschiedene Höhenwinkel in Abhängigkeit der Distanz zwischen Quelle und Empfänger; bei der AzB werden die Dämpfungen für verschiedene Typengruppen (rot) sowie ein Mittelwert (schwarz) angegeben; die Grafik der SAE AIR 5662 zeigt die Dämpfung ohne Installationseffekt (schwarz) und mit Installationseffekt für Triebwerke, die am Heck montiert sind (Fus 0°, Fus 6°, Fus 12°). 22

Fig. 3-8 Luftdämpfungen und Luftdämpfungskoeffizienten für A-bewertete Pegel in Abhängigkeit des Polarwinkels θ und der Distanz in Metern am Beispiel des Airbus A320; berechnet aus den H_{ik}-Koeffizienten des FLULA2-Quellendatensatzes. 24

Fig. 3-9 Mittelwerte und Standardabweichungen der Luftdämpfung resp. der Luftdämpfungskoeffizienten für A-bewertete Pegel in Abhängigkeit der Distanz in Metern am Beispiel der A320; die Mittelwerte beziehen sich auf einen Winkelbereich von 60° bis 120°. 24

Fig. 3-10 Parametrisierter Verlauf der Luftdämpfung und des Luftdämpfungskoeffizienten für A-Pegel in Funktion der Distanz in Metern. 25

Fig. 3-11 Luftdämpfung nach ISO9613-1 in Abhängigkeit von Temperatur und relativer Feuchte bei einer Frequenz von 1000 Hz. 31

Fig. 3-12 Vergleich zwischen Bodeneffekt und (Boden)Zusatzdämpfung am Beispiel eines idealisierten Fluglärmereignisses (geradliniger Überflug A320 in 305 Metern mit einer Geschwindigkeit von 160 Knoten). 32

Fig. 3-13 Einfluss von Temperaturgradienten auf die Schallausbreitung: labile Schichtung (links) führt zu hinderlichen, Inversionen (rechts) zu förderlichen Ausbreitungsbedingungen. 33

Fig. 3-14 Einfluss des Windes auf die Schallausbreitung: Gegenwind führt zur Ausbildung von Schattenzonen mit einer deutlichen Pegelminderung; Mitwind bewirkt, dass Hindernisse überstiegen werden mit einer deutlichen Pegelerhöhung auf der Rückseite des Hindernisses. 33

Fig. 3-15 Eigene Mikrofone (schwarze Pfeile) am Standort der NMT-Messmikrofone (weisse Pfeile). 36

Fig. 3-16 Auftretenshäufigkeit von förderlichen (*F*), hinderlichen (*H*) sowie unbestimmten (*U*) Ausbreitungsbedingungen (Säulengrafik links) und prozentuale Anteile der Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung (positive Werte bezeichnen Mitwindsituationen, negative Werte Gegenwindsituationen) für Messstandorte in Zürich und Genf; weitere Erläuterungen siehe Text. 38

Fig. 3-17 Auftretenshäufigkeiten der relativen Feuchte und der Temperatur tags und nachts. 39

Fig. 3-18 Temperatur, relative und absolute Feuchte. 39

Fig. 3-19 Identifikation und Ausscheiden von Ausreissern nach dem Chauvenetschen Kriterium am Beispiel der A320. Die schwarzen Punkte zeigen die ausgeschiedenen Ereignisse; *ΔL* im rechten Teilbild bedeutet: berechneter minus gemessener Pegel. 44

Fig. 3-20 Fallunterscheidungen beim Vergleich von rechnerisch oder messtechnisch ermittelten Werten mit Grenzwerten. Die Vierecke, Dreiecke und Kreise entsprechen den berechneten resp. gemessenen Werten, die Fehlerbalken zeigen den Unsicherheitsbereich. 45

Fig. 4-1 Zeitlicher Pegelverlauf eines geradlinigen Überflugs in einer Höhe von 1000 ft (305 m) und konstanter Geschwindigkeit von 160 Knoten (83 m/s) für ausgewählte Flugzeugtypen unter Verwendung verschiedener Modelle für die Richtwirkung: Kugelrichtcharakteristik (sph) und Rotationssymmetrie (rot); die Simulation des zeitlichen Pegelverlaufs benutzt die in Anhang A14 aufgeführten Richtwirkungskorrekturen und erfolgt unter Berücksichtigung sämtlicher Dämpfungseffekte jedoch ohne Dopplereffekt; die Asymmetrie bei der Kugelrichtcharakteristik (sph) ergibt sich wegen der unterschiedlichen Luftdämpfung in Funktion des Abstrahlwinkels θ. 54

Fig. 4-2 Vergleich zwischen Kugelrichtcharakteristik und Rotationssymmetrie unter Verwendung von 100 zufällig ausgewählten, realen Flugbahnen von startenden A320. Farbgradienten und gepunktete Niveaulinien zeigen die Pegeldifferenzen der Simulation mit Kugelsymmetrie minus der Simulation mit Rotationssymmetrie. 55

Fig. 4-3 L_{AE} –Footprints einer landenden A320 unter Verwendung einer rotationssymmetrischen Richtcharakteristik (ausgezogene Linie) und einer dreidimensionalen Richtcharakteristik (gestrichelte Linie); die Farbkonturen zeigen die Differenzen der beiden Footprints („3di“ minus „rot“); die rötliche Einfärbung zeigt an, dass der L_{AE} mit rotationssymmetrischer Richtcharakteristik leiser ist, das heisst: Die Anwendung der dreidimensionalen Richtcharakteristik führt direkt unter dem Flugzeug zu einer Erhöhung des L_{AE}. 55

Fig. 4-4 Zeitlicher Pegelverlauf eines geradlinigen Überflugs in 305 Metern Höhe und konstanter Geschwindigkeit von 160 Knoten (83 m/s) für drei verschiedene Flugzeugtypen ohne (feine Linien) und mit (fette Linien) Berücksichtigung der Schalllaufzeit. 56

Fig. 4-5 Wirkung der Schalllaufzeit auf den Ereignispegel am Beispiel von drei verschiedenen Flugzeugtypen, getrennt nach Start und Landung. Dargestellt sind die

	Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen von Simulationen ohne und mit Schalllaufzeit (ohne minus mit); die Fehlerbalken entsprechen dem zweifachen *SE*.	57
Fig. 4-6	Einfluss der Geschwindigkeit auf den Ereignispegel.	58
Fig. 4-7	Abschätzung der lokalen Pegelunterschiede wegen Konfigurationsänderungen am Beispiel einer A320 beim Landeanflug; rote Farben im Bild rechts bedeuten positives Vorzeichen, blaue Farben negatives Vorzeichen; d.h. überall dort, wo rote Färbung besteht, ist der L_{AE} unter Berücksichtigung von Konfigurationsänderung lauter als die Standardrichtcharakteristik; im Teilbild rechts ist die Grössenordnung der Streuung in den Pegeldifferenzen für die beiden Anflugphasen *on glide path* und *level flight* angegeben.	59
Fig. 4-8	Varianzanteile der Unsicherheitskomponenten zur Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle.	62
Fig. 4-9	Unsicherheit in der Distanz. Die linke Grafik gibt die absolute, die rechte Grafik die relative Unsicherheit der Distanz für verschiedene Höhen als Funktion der seitlichen Distanz ℓ an.	64
Fig. 4-10	Absolute Unsicherheiten in dB (ausgezogene Linien, Achsenbeschriftung links) und relative Unsicherheiten (Linien mit Punkten, Achsenbeschriftung rechts) in der atmosphärischen Dämpfung wegen des winkelabhängigen Spektrums am Beispiel von drei unterschiedlichen Flugzeugtypen für zwei bzw. drei Flugzustände (LAP: Landung; SVG resp. SFT: Start mit reduzierter und maximaler Leistungssetzung).	66
Fig. 4-11	Auswirkung der Luftdämpfung für verschiedene Temperatur-Feuchte-Kombinationen auf den A-Pegel. Die Kurven beschreiben die Differenz der atmosphärischen Dämpfung bezüglich der Standardatmosphäre (15°C, 70% relF) in einer Distanz zwischen Quelle und Empfänger von 2000 Metern.	66
Fig. 4-12	Beitrag an die Unsicherheit der A-bewerteten Luftdämpfung, der sich wegen der Nichtberücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen ergibt.	67
Fig. 4-13	Wirkung der Zusatzdämpfung in Abhängigkeit des Höhenwinkels β und der Distanz r bei Detektion des Maximalpegels; die Rhomben zeigen die Mittelwerte der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) mit und ohne FLULA-Zusatzdämpfung; die Fehlerbalken entsprechen dem Standard Error *SE* ($SE=SD/\sqrt{N}$); *N* ist die Anzahl Werte.	68
Fig. 4-14	Absolute Unsicherheit in der Modellierung der Schallausbreitungsvorgänge und Varianzanteile der Hauptunsicherheitskomponenten am Beispiel der A320 beim Start.	69
Fig. 4-15	Unsicherheitskomponenten der Ausbreitungsdämpfung in Funktion der Distanz.	70
Fig. 4-16	Modell der typenspezifischen Unsicherheit in Funktion der Distanz.	70
Fig. 4-17	Wirkung der Unsicherheit im Quellenteil (rote, gestrichelte Linien) und im Ausbreitungsteil (schwarze, fein ausgezogene Linien) auf die Gesamtunsicherheit der Modellrechnung u_L.	71
Fig. 4-18	Anteile der Quelle (rote, gestrichelte Linien) und der Ausbreitung (schwarze, fein ausgezogene Linien) an der kombinierten Varianz.	71
Fig. 4-19	Flughafen Zürich: Tages- und Nachtbelastung inklusive des erweiterten Unsicherheitsbereichs (k_p=2; p=95%) unter Verwendung der ungewichteten Quellenunsicherheiten.	73
Fig. 4-20	Flughafen Genf: Tages- und Nachtbelastung inklusive des erweiterten Unsicherheitsbereichs (k_p=2; p=95%) unter Verwendung der ungewichteten Quellenunsicherheiten.	74

Fig. 4-21 Anteile der Ausbreitung (schwarze Säulen) und der Quelle (rote Säulen) an der kombinierten Varianz des Tagesmittelungspegels von realen Belastungszuständen an ausgewählten Messstandorten in Genf (GVA) und Zürich (ZRH); die obere Grafik zeigt die Varianzanteile unter Verwendung der ungewichteten, die untere Grafik diejenigen unter Verwendung der gewichteten Quellenunsicherheiten. 76

Fig. 4-22 Radaraufzeichnungen von Abflügen der A320 auf Piste 16 im Jahr 2003 (graue Linien) und Modellierung der Flugbahnstreuung mittels Aufteilung in Unterstrecken (rote Linien) mit Angabe der prozentualen Belegung dieser Unterstrecken: (11) Eine Flugbahn, bestehend aus einer Flugspur sowie einem mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsprofil; (31) drei Flugspuren und ein mittleres Profil; (51) fünf Flugspuren und ein Profil. 77

Fig. 4-23 Modellierung der Flugbahnstreuung. Verteilung der Flugbewegungen auf drei resp. fünf Flugstrecken nach verschiedenen Methoden; η entspricht der gemäss AzB mit der Korridorbreite normierten Längenkoordinate senkrecht zur Flugstrecke; es gilt: $-0.5 \leq \eta \leq +0.5$ [55]. 78

Fig. 4-24 Wirkung der Flugbahnstreuung am Beispiel Start A320 auf Piste 16 in Zürich im Jahre 2003 (Route F16); als Referenz wird die Simulation aller 1786 Einzelflüge verwendet (fSFS: *full Single Flight Simulation*). 79

Fig. 4-25 Streuung von realen Flugbahnen bezüglich einer mittleren Flugbahn in Funktion der Weglänge λ (Angaben in Metern). 80

Fig. 4-26 Unsicherheit in der seitlichen Distanz und in der Höhe in Funktion der Weglänge λ unter Verwendung von idealisierten Flugbahnen. 81

Fig. 4-27 Veränderung in der Unsicherheit des Mittelungspegels (links) und Veränderung im Mittelungspegel (rechts) in Abhängigkeit der relativen Unsicherheit in den Bewegungszahlen *p*. Die fette schwarze Linie im linken Teilbild entspricht den energetischen Verhältnissen in Genf und Zürich für das Jahr 2003 unter Berücksichtigung der typenspezifischen Unsicherheiten. 83

Fig. 4-28 Einfluss der Topografie. 84

Fig. 4-29 Einfluss Maschengitterweite. 85

Fig. 4-30 Anzahl Einzelflüge in Simulation. 85

Fig. 5-1 Fallunterscheidung wegen Schwellenkriterien bei der Messung von Maximal- und Ereignispegeln. 91

Fig. 5-2 Unterbewertung des Ereignispegels in Abhängigkeit der Differenz zwischen Maximal- und Schwellenpegel *dMS*. Die im linken Diagramm dargestellten Werte entsprechen [sel_sim] minus [sel_ts_sim], diejenigen im rechten Diagramm [sel_ts_sim] minus [sel_t10_sim]; die grauen Säulen geben die Anzahl simulierter Pegel-Zeit-Verläufe je dMS-Klasse an. 92

Fig. 5-3 k_{set} (=ΔL_{AE}) in Abhängigkeit der Differenz von Maximal- und Schwellenpegel *dMS*. 93

Fig. 5-4 Zusammenhang zwischen Grundgeräuschpegelabstand *GGPA*, Hintergrundgeräuschpegel L_{res}, Fluglärmpegel L_{ac} und Messpegel L_{meas}. 94

Fig. 5-5 Fremdgeräuscheinfluss auf gemessene Maximalpegel (schwarz) und Ereignispegel (orange). Beim Ereignispegel wird nur der Ausschnitt des zeitlichen Pegelverlaufs berücksichtigt, welcher nicht mehr als 10 dB unterhalb des Pegelmaximums liegt. 96

Fig. 5-6 Pegelhäufigkeiten an NMT7 in Zürich fürs Jahr 2003. 97

Fig. 5-7 Normalverteilungsfunktion sowie Lage des arithmetischen Mittelwerts $\overline{L_0}$ und des energetischen Mittelwerts $\overline{L}$ je nach Prozentsatz der erfassten Lärmereignisse *p*. 98

Fig. 5-8 Zürich 2003, NMT7, Starts auf Piste 16 von 06 bis 22 Uhr. Empirische und analytische Häufigkeitsverteilungen des Ereignispegels für drei ausgewählte Flugzeugtypen. 99

Fig. 5-9 Zürich 2003, NMT7, Starts auf Piste 16 von 06 bis 22 Uhr: Anteil der erfassten Fluglärmereignisse (weisse Säulen, Grössenachse links) und Energieanteil (schwarze Säulen, Grössenachse rechts); die zugehörigen Werte sind in Anhang A19.7 gegeben. 100

Fig. 5-10 Messeinrichtung und Resultate des Vergleichs von manuell erhobenen Messungen mit automatischen Messungen; dargestellt sind die statistischen Auswertungen der Einzelereignispegeldifferenzen ΔL_{AE} (Angaben in dB). 102

Fig. 5-11 Korrekturen zur Kompensation systematischer Effekte; Erläuterungen siehe Text. 105

Fig. 5-12 Varianzanteile der Messunsicherheitskomponenten. 106

Fig. 6-1 Vergleich von Berechnungen und nicht korrigierten Messungen an ausgewählten Monitoringstationen in Zürich und Genf. Die Säulen zeigen die Differenzen (Berechnung minus Messung) der Tagesmittelungspegel (06 bis 22 Uhr), die Fehlerbalken die kombinierten Standardunsicherheiten der ausgewiesenen Pegeldifferenzen. 110

Fig. 6-2 Vergleich von Berechnungen und korrigierten Messungen an ausgewählten Monitoringstationen in Zürich und Genf. Die Säulen zeigen die Differenzen (Berechnung minus Messung) der Tagesmittelungspegel (06 bis 22 Uhr), die Fehlerbalken die kombinierten Standardunsicherheiten der ausgewiesenen Pegeldifferenzen. 110

Fig. 6-3 Fehlervarianzen beim Vergleich von berechneten und gemessenen Mittelungspegeln am Beispiel der Belastungsberechnung 2003 für den Zeitabschnitt von 06 bis 22 Uhr. Die schwarzen Säulen entsprechen dem Anteil der Messkette (instr) an der kombinierten Varianz, die grauen Säulen (calc03) demjenigen der Berechnung, und die weissen Säulen (corr) beziehen sich auf den Varianzanteil der Korrekturen. 112

Fig. 6-4 Statistische Auswertung von Ereignispegeldifferenzen landender Flugzeuge, getrennt nach automatischen und begleiteten Messungen (Erläuterungen siehe Text; Daten siehe Anhang A21.3). 115

Fig. 6-5 Statistische Auswertung von Ereignispegeldifferenzen startender Flugzeuge, getrennt nach automatischen und begleiteten Messungen (Erläuterungen siehe Text; Daten siehe Anhang A21.3). 116

Fig. 6-6 Gruppierter Boxplot der mittleren Pegeldifferenzen, getrennt nach Landungen und Starts. Die roten Boxen beziehen sich auf die automatischen, die weissen auf die begleiteten Messungen; n entspricht der Anzahl analysierter Flugzeugtypen. 117

Fig. 6-7 Ereignispegeldifferenzen inkl. Standardunsicherheit (A), Bewegungsanteile (B), Energieanteile (C) sowie ungewichtete (D) und gewichtete Varianzanteile (E) für Starts (schwarze Säulen) und Landungen (weisse Säulen) in Zürich von 2000 bis 2003. 119

Fig. 6-8 Einzelereignispegeldifferenzen für A320, getrennt nach Starts und Landungen pro Anlage, Ort und Jahr: die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werte und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Unterscheidung nach Ort und Jahr; eingerahmt sind die Mittelwerte sowie Standardabweichungen der orts- und jahresspezifischen Mittelwerte; weitere Beispiele sind in Anhang A23.1 gegeben. 121

Fig. 6-9 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit verschiedener geometrischer Grössen. Die Rhomben zeigen die mittleren Pegeldifferenzen pro Klasse, die

Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung. 123

Fig. 6-10 Jahresgang der absoluten Feuchte *aF* und der mittleren Ereignispegeldifferenzen mit und ohne Berücksichtigung der realatmosphärischen Bedingungen bei der Berechnung; dargestellt sind nur die Airbus-Flugzeuge des Typs A320 (*N*=10'118). 125

Fig. 6-11 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit der Temperatur und der Feuchte am Beispiel der A320 (*N*=10'118). Die Rhomben und Kreise zeigen die Mittelwerte je Temperatur- resp. je Feuchteklasse, die Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung. 125

Fig. 6-12 Mittlere Ereignispegeldifferenzen in Abhängigkeit der Ausbreitungsbedingungen und in Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung am Beispiel der A320 (*N*=10'118); die Rhomben zeigen die Mittelwerte je Klasse, die Fehlerbalken die kombinierte Standardunsicherheit ohne Berechnungsunsicherheit und die horizontalen Linien den Mittelwert und die Standardunsicherheit ohne Klassenbildung. 126

Tabellenverzeichnis

Tab. 3-1	Kriterien bei der Messung von Einzelereignis- und Maximalpegeln am Beispiel von Zürich.	14
Tab. 3-2	Pegelwerte, Lagedaten und Expositionszeiten aus Einzelflugsimulationen.	37
Tab. 3-3	Erweiterungsfaktoren zur Berechnung eines bestimmten Konfidenzniveaus.	42
Tab. 3-4	Null- und Alternativhypothese beim Vergleich berechneter und gemessener Pegel.	43
Tab. 3-5	Die Signifikanz-Klassen nach der Sternchen-Konvention.	43
Tab. 3-6	Pegeldifferenzen zweier benachbarter Grenzwerte.	47
Tab. 3-7	Vorschlag für Grenzunsicherheiten.	47
Tab. 4-1	Standardunsicherheiten wegen Typenzuordnung und wegen unterschiedlicher Motorisierung (Statistische Auswertung der typenspezifischen Werte in den Tabellen in Anhang A16).	53
Tab. 4-2	Ereignispegel für ausgewählte Flugzeugtypen unter Verwendung unterschiedlicher Modelle für die Richtwirkung.	54
Tab. 4-3	Ereignispegel für ausgewählte Flugzeugtypen ohne und mit Berücksichtigung der Schalllaufzeit unter Verwendung einer rotationssymmetrischen Richtcharakteristik.	56
Tab. 4-4	Gesamtunsicherheit der Quellenbeschreibung in der Modellrechnung.	60
Tab. 4-5	Mittelungspegel und dessen erweiterte Unsicherheit für ausgewählte Messstandorte (Angaben in dB).	75
Tab. 5-1	Umrechnung von Fehlergrenzen in Standardunsicherheiten.	89
Tab. 5-2	Standardunsicherheit des von Kalibratoren der Güteklasse 1 erzeugten Pegels für verschiedene Verteilungsfunktionen.	89
Tab. 5-3	Standardunsicherheit des von Schallpegelmessern der Güteklasse 1 erfassten Schalldruckpegels nach DIN/EN 60651 und IEC 61672-1 für verschiedene Verteilungsfunktionen unter Verwendung der Fehlergrenzen G verschiedener Kenngrössen.	90
Tab. 5-4	Einfluss von Schwellenkriterien auf den Mittelungspegel: Korrekturen und deren Unsicherheiten für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich.	94
Tab. 5-5	Einfluss von Fremdgeräuschen auf den Mittelungspegel: Korrekturwerte und deren Unsicherheit für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich inkl. Eingabeparameter.	96
Tab. 5-6	Einfluss der Erfassungsrate auf den Mittelungspegel: Korrektur und deren Unsicherheit für ausgewählte Monitoringstationen in Zürich und Genf.	101
Tab. 5-7	Test auf signifikante Abweichungen zwischen begleiteten und automatischen Messungen; das Signifikanzniveau beträgt 5%.	102
Tab. 5-8	„nah“ minus „fern“.	103
Tab. 5-9	Übersicht der Korrekturen zur Kompensation von systematischen Effekten an ausgewählten Messstationen in Genf und Zürich (gerundete Werte).	105
Tab. 5-10	Komponenten der Messunsicherheit für ausgewählte Messstationen in Genf und Zürich (gerundete Werte).	106
Tab. 6-1	Prüfung auf Signifikanz der Abweichungen zwischen Berechnung und Messung mittels eines „Zwei-Sigma-Kriteriums“.	111
Tab. 6-2	Anzahl verfügbare Ereignispegeldifferenzen.	113

Tab. 6-3 Statistische Auswertung der Einzelpegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) unter Verwendung sämtlicher Messungen (Auszug aus den Tabellen von Anhang A21.3). 117

Tab. 6-4 Übersicht der Resultate des *t*-Tests auf signifikante Abweichungen. 118

Tab. 6-5 Mittlere Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung) stationsweise ohne Unterscheidung in einzelne Flugzeugtypen und Jahre; die Anzahl Werte können der Tab. 6-2 entnommen werden (Angaben in dB). 120

Tab. 6-6 Korrektur des mittleren L_{AE} zur Berücksichtigung der realen Temperatur-Feuchte-Verhältnisse im Jahresmittel. 124

Dank

Es ist mir ein Bedürfnis, all den Freunden, Kollegen und Bekannten zu danken, die mich während der letzten Jahre begleitet haben und meine immerwährenden Beteuerungen, dass ich kurz vor dem Abschluss stehe, mit stoischer Gelassenheit entgegen genommen haben. Namentlich erwähnen möchte ich:

- Willy A. Schmid, der es mir ermöglichte, diese Arbeit zu schreiben und der den Glauben an mich nie verlor. Ihm wünsche ich für die bevorstehende Pension alles Gute.
- Robert Hofmann, der noch während seiner aktiven Tätigkeit als Leiter der Abteilung Akustik und Lärmbekämpfung an der Empa mich ermunterte, eine Doktorarbeit zu schreiben. Robert war mir während der letzten zehn Jahre ein immerwährender Gesprächspartner. Er opferte sehr viel seiner raren Zeit als Pensionär, indem wir uns bei ihm zu Hause oder an der ETH trafen und uns darüber unterhielten, wie unsicher die Unsicherheit ist.
- Meine Chefs an der Empa, Kurt Eggenschwiler und Xaver Edelmann, die mich immer und jederzeit unterstützten und mir alle möglichen Freiräume liessen, die Arbeit zu vollenden.
- Umbert Pocecco von AIG, der mich und meine Kollegen während der Messungen im April 2001 tatkräftig unterstützt hat.
- Caspar Vassalli von Unique für die detaillierten Ausführungen zur Problematik des Monitorings und für die Geduld bei der Beantwortung der immer wieder gleichen Fragen.
- Martin Bissegger und Rainer Schmid für die aufmunternden Worte und die Bereitschaft, die Arbeit zu lesen.
- Ruedi Bütikofer, der sich durch die ersten Entwürfe kämpfte, den Finger auf die wunden Punkte legte, jeden falschen Verweis entdeckte und schonungslos widersinnige Erklärungen und haarsträubende Behauptungen aufdeckte.
- Ehemalige und heutige Arbeitskollegen, die mich bei den umfangreichen Messkampagnen im Juli 2000 und März 2001 unterstützt haben; namentlich erwähnen möchte ich Allan Rosenheck und Robert Hofmann, die sich trotz Pensionierung bereit erklärten mitzuhelfen.
- Stefan Plüss für das Implementieren der Formel zur Berechnung des mittleren Fehlers beim L_{Aeq} und das Ausprogrammieren der Fehlerintegrale zur Berechnung der Korrekturfunktionen wegen unvollständiger Pegelverteilungen.
- Kurt Heutschi und Walter Krebs für die wertvollen Tipps und klugen Ideen bei der Behandlung diverser einfacher aber auch komplizierter Probleme, die sich im Laufe der Arbeit ergaben.
- Erwin Hack, der sich über die mathematische Korrektheit meiner Formelorgien Gedanken machte und mir das Konzept des GUM einbläute.
- Ullrich Isermann und Bernd Scholl, die sich als Korreferenten zur Verfügung stellten und bereit waren, die Arbeit zu lesen und zu beurteilen; vor allem Ullrich Isermann sei gedankt für seine fachtechnisch wertvollen Hinweise zur Korrektur des Schlussentwurfs.
- Stefan Niggli, der die gesamte Arbeit bezüglich Orthographie und Grammatik überprüft hat.

Folgenden Institutionen bin ich sehr zu Dank verpflichtet, da ohne deren Unterstützung die Bearbeitung des Themas im vorliegenden Umfang gar nicht möglich gewesen wäre:

- Die Empa, die die Arbeit grösstenteils finanzierte und die Infrastruktur sowie die technische Ausrüstung für Messungen zur Verfügung stellte, und das BAZL, das die Arbeit finanziell unterstützte.
- AIG, Unique, Skyguide und MeteoSchweiz, welche die notwendigen Grunddaten kostenlos bereitstellten.

Einen besonderen Dank gebührt:

Robert Hofmann und meiner Frau Corina sowie meinen Jungs Niculin und Gianin, die während Jahren Höhen und Tiefen mit mir teilten, (fast) alle Ausflüchte akzeptierten, meine schlechten Launen ertrugen, wenn es nicht so lief, wie ich gerade wollte, und an mich glaubten – auch dann, wenn ich vor lauter Bäume den Wald nicht mehr sah. Ihnen sei diese Arbeit gewidmet.

Lebenslauf

Ich wurde am 25. Januar 1965 in Thusis GR geboren als Sohn von Anton Thomann und Ingrid Thomann, geb. Schaffler. Vom August 1972 bis Juni 1978 besuchte ich die Primarschule in Scharans GR. Anschliessend wechselte ich für ein Jahr an die Sekundarschule in Sils i.D. Mitte 1979 trat ich in die Kantonsschule Chur ein, die ich im Jahre 1986 mit der Matura abschloss.

Nach der Rekrutenschule begann ich im Spätherbst 1986 mit dem Studium der Elektrotechnik an der ETH Zürich. Nach vier Semestern und einem einjährigen Unterbruch wegen Unteroffiziers- und Offiziersschule wechselte ich Ende 1989 an die damalige Abteilung VIII für Vermessungs- und Kulturtechnik. Nach dem zweisemestrigen Grundstudium nahm ich die junge Studienrichtung des Umweltingenieurs in Angriff. Anfang 1994 schloss ich das Studium mit dem eidgenössischen Diplom ab. Der Titel meiner Diplomarbeit lautete: Methodik zur Prüfung der Umweltverträglichkeit von Grossprojekten. Ich schrieb die Arbeit zusammen mit Jean Marc Wunderli am damaligen Institut für Orts-, Regional- und Landesplanung ORL unter Prof. Dr. Willy A. Schmid.

Noch während meiner Schulzeit und in den ersten Studienjahren arbeitete ich in den Ferien als Hilfsmonteur bei einer Elektroinstallationsfirma. Dort konnte ich handwerkliche Erfahrungen sammeln. Ich durfte bei Hausinstallationen, Elektroplanungsarbeiten, Devisierungen und im Tableaubau mithelfen. Ab 1992 war ich jeweils an einem Tag pro Woche als Sachbearbeiter in einer Firma beschäftigt, die sich im fachmännischen Rückbau und in der Entsorgung von PCB-verseuchten Transformatoren und Einrichtungen einen Namen gemacht hat.

Nach Abschluss des Studiums bot mir Robert Hofmann eine Stelle an der Empa in Dübendorf an. Im März 1994 trat ich an der damaligen Abteilung für Akustik und Lärmbekämpfung eine Teilzeitstelle (80%) als wissenschaftlicher Mitarbeiter an. Die restlichen 20% arbeitete ich in einem Ingenieurbüro für Abfallentsorgung und Abfallbewirtschaftung. Dort durfte ich an der Kostenberechnung und der Planung einer Inertstoffdeponie mitarbeiten. Mitte 1995 gab ich diese Arbeitsstelle auf und arbeitete nun zu 100% an die Empa, wo ich mich anfänglich mit Industrie- und Eisenbahnlärmprojekten sowie mit einer Methodik zur Schallleistungsmessung von technischen Maschinen und Geräten beschäftigte.

Zusehends wurde der Fluglärm zu meinem Hauptarbeitsgebiet. Der Auslöser war eine umfangreiche Umweltverträglichkeitsprüfung UVP im Zusammenhang mit den Ausbauvorhaben beim Flughafen Zürich. Im Rahmen dieses Projekts wurden erstmalig Fragen bezüglich der Unsicherheit von Fluglärmberechnungen laut. Im Laufe des Jahres 1997 konkretisierte Robert Hofmann diese Fragestellung. 1998 immatrikulierte ich an der ETH als Doktorand unter Prof. Willy A. Schmid, blieb jedoch an der Empa angestellt.

Die folgenden Jahre waren geprägt von diversen Fluglärmprojekten mit teilweise hochexplosivem politischem Zündstoff, so dass nur spärlich Zeit zur Verfügung stand, um die Doktorarbeit voranzutreiben. Zudem übernahm ich 1999 die Leitung der Gruppe Fluglärm, die sich bis 2002 zu einem stattlichen Team von sechs Personen ausweitete. Immerhin kam ich noch dazu – dank der Mithilfe meiner Arbeitskollegen –, in den Jahren 2000 und 2001 Messungen in Zürich und Genf durchzuführen. Nach anfänglichem Effort bei der Datenauswertung ging jedoch das Vorhaben Dissertation im Alltagsgeschäft unter und brauchte Ende 2004 intensive Wiederbelebungsversuche durch Robert Hofmann und Willy Schmid. Anfang 2007 konnte ich die definitive Arbeit vorlegen.

Epilog

Es waren diverse Vereinfachungen und Annahmen nötig, damit der steinige Weg zur Besimmung der Unsicherheiten einigermassen begehbar wurde. Dem Autor ist sehr wohl bewusst, dass verschiedene Ansätze diskutabel sind und ausgebaut oder verfeinert werden könnten. Zudem fehlen mit Sicherheit Komponenten, die einen zusätzlichen Beitrag zur Gesamtunsicherheit leisten. Dennoch dürfte mit der vorliegenden Arbeit die Basis gelegt sein für eine fundierte Diskussion über die von Fluglärmberechnungen und Fluglärmmessungen unvermeidlichen Unsicherheiten und über die sich daraus ergebenden Konsequenzen bei der Lärmbeurteilung nach dem Gesetz.

Anhang

A1 Belastungsgrenzwerte nach Schweizer Recht A-3
A2 Berechnungsvorschriften akustischer Grössen A-5
A3 Berechnungsvorschriften geometrischer Grössen A-9
A4 Berechnungsvorschriften zusätzlich verwendeter Grössen A-13
A5 Werte der integrierten t-Verteilung von Student A-21
A6 Liste der akustischen Referenzflugzeuge A-23
A7 Liste der akustischen Zuordnungen (Typengruppen) A-25
A8 Eckwerte der Quellendaten in FLULA2 ..... A-27
A9 A-Bewertung am Beispiel eines Schallleistungsspektrums A-31
A10 H_{ik}-Koeffizienten ausgewählter Flugzeugtypen A-33
A11 Normspektren ausgewählter Flugzeugtypen A-35
A12 Luft- und Zusatzdämpfung A-39
A13 Pegelkorrekturen für Ereignispegel A-49
A14 Richtwirkung ausgewählter Flugzeugtypen A-59
A15 Streuung des Pegels innerhalb derselben Typengruppe A-65
A16 Komponenten der Modellunsicherheit A-69
A17 Parameter zur Berechnung der Modellunsicherheit in Funktion der Distanz A-73
A18 Verfügbare Messungen A-75
A19 Komponenten der Messunsicherheit A-85
A20 Vergleich gemessener und berechneter Mittelungspegel A-99
A21 Vergleiche berechneter und gemessener Einzelereignisse A-101
A22 Bewegungs-, Energie- und Varianzanteile A-113
A23 Pegeldifferenzen in Abhängigkeit verschiedener Grössen A-119
A24 Profile für Testsimulation Landung A320 ..... A-133
A25 Kartografische Darstellungen A-135

A1 Belastungsgrenzwerte nach Schweizer Recht

A1.1 Erläuterungen

Die Lärmschutzverordnung LSV [68] enthält zur Beurteilung von Lärmbelastungen folgende Schwellenwerte:

Planungswerte (PW): Die Planungswerte liegen unter den Immissionsgrenzwerten. Sie sind massgebend für den Schutz vor neuen lärmigen Anlagen und für die Ausscheidung neuer Bauzonen (Neueinzonungen). Die PW dienen im Sinne des Umweltschutzgesetzes (USG) der Vorsorge.

Immissionsgrenzwerte (IGW): Die Immissionsgrenzwerte bezeichnen die Schädlichkeits- oder Lästigkeitsgrenze. Sie sind massgebend für die Sanierung bestehender oder wesentlich geänderter Anlagen sowie für Baubewilligungen in lärmbelasteten Gebieten. Die IGW sind die Zielgrössen des Umweltschutzgesetzes.

Alarmwerte (AW): Die Alarmwerte liegen über den Immissionsgrenzwerten. Sie dienen zur Beurteilung der Dringlichkeit von Sanierungen. Sie sind massgebend für die Sanierung konzessionierter ortsfester Anlagen.

Die Planungs-, Immissionsgrenz- und Alarmwerte gelten nur dort, wo Menschen wohnen und arbeiten. Sie sind nicht in allen Gebieten gleich hoch. Je nachdem, in welcher Nutzungszone sich bestehende oder geplante lärmempfindliche Räume befinden, wird unterschiedlich viel Lärm als zumutbar erachtet. Da beispielsweise in reinen Wohnzonen wesentlich weniger Eigenlärm produziert wird als in Gewerbezonen, ist auch die Lärmempfindlichkeit in diesen Gebieten höher. Die Nutzungszonen werden deshalb in vier Empfindlichkeitsstufen ES eingeteilt. Auf der Basis dieser ES gelten abgestufte Grenzwerte (in Industriezonen sind beispielsweise die IGW wesentlich höher als in Wohnzonen). Auf der nächsten Seite werden die zur Beurteilung von Fluglärmbelastungen massgebenden Belastungsgrenzwerte gezeigt. Nachfolgende Tabelle gibt eine Übersicht der Wirkung resp. Konsequenzen von Grenzwertüberschreitungen.

KRITERIEN	GRENZWERT	KONSEQUENZ / WIRKUNG
Personen	> AW	Priorität im Einbau von Schallschutzfenstern
Bewohnte (überbaute) Gebiete		Bauverbot (faktisch)
Eingezonte, erschlossene Bauparzellen		Bauverbot (faktisch)
Landwirtschaftsgebiete *		Keine Neueinzonungen; landwirtschaftliche Bauten oder Baubewilligungen nur in seltenen Ausnahmefällen
Personen	> IGW	Einbau von Schallschutzfenstern
Bewohnte (überbaute) Gebiete		Baubewilligung nur in Ausnahmefällen
Eingezonte, erschlossene Bauparzellen		Baubewilligung nur in Ausnahmefällen
Eingezonte, nicht erschlossene Bauparzellen		Bauverbot (faktisch)
Landwirtschaftsgebiete *	> PW	Neueinzonungen nur in Ausnahmefällen; landwirtschaftliche Bauten nur in Ausnahmefällen
Eingezonte, nicht erschlossene Bauparzellen		Baubewilligung nur in Ausnahmefällen

* Landwirtschaftsgebiete gehören gemäss LSV Art. 43c in die Empfindlichkeitsstufe III.

Grenzwertüberschreitungen haben neben Sanierungsmassnahmen weitreichende Konsequenzen im Bereich der Nutzungsplanung. So darf bei überschrittenem Immissionsgrenzwert auf eingezontem, erschlossenem und baureifem Land nur unter Ausnahmebewilligungen gebaut werden (LSV Art. 31). Bei nicht erschlossenem Bauland gelten als Voraussetzung für die Erteilung einer Baubewilligung die schärferen Planungswerte (LSV Art. 30). Für Neueinzonungen dürfen ebenfalls die Planungswerte nicht überschritten sein (LSV Art. 29).

Folglich muss bei Grenzwertüberschreitungen der Grundeigentümer mit einem Bauverbot oder in letzter Konsequenz mit einer Auszonung seines Baulandes rechnen. Solche und ähnliche Massnahmen entsprechen einer Beschränkung oder Enteignung des Eigentumsrechts. Sie können unter bestimmten Voraussetzungen entschädigungspflichtig sein. Zusätzlich können Grenzwertüberschreitungen eine (Weiter-) Entwicklung der Gemeinden - im Sinne einer Ausdehnung der Bauzonen - verhindern, da Neueinzonungen je nach Höhe der Fluglärmbelastung nicht mehr möglich sind.

A1.2 Grenzwertschemata

LSV Anhang 5

Belastungsgrenzwerte in Lr_t für den Tag (06–22 Uhr)

ES	PW	IGW	AW
	Lr_t in dB(A)	Lr_t in dB(A)	Lr_t in dB(A)
I	53	55	60
II	57	60	65
III	60	65	70
IV	65	70	75

$$Lr_t = 10 \cdot \lg\left[10^{0.1 \cdot Lr_k} + 10^{0.1 \cdot Lr_g}\right], \text{ wobei: } Lr_g = Leq_g$$

Belastungsgrenzwerte in Lr_k für den Lärm von Kleinluftfahrzeugen

ES	PW	IGW	AW
	Lr_k in dB(A)	Lr_k in dB(A)	Lr_k in dB(A)
I	50	55	65
II	55	60	70
III	60	65	70
IV	65	70	75

$$Lr_k = Leq_k + K \text{, wobei: } K = 0 \quad \textit{für } N_k < 15'000, \; K = 10 \cdot \log \frac{Nk}{15'000} \text{ für } N_k \geq 15'000$$

Der Beurteilungspegel Lr_k für den Lärm des Verkehrs von Kleinluftfahrzeugen ist die Summe des A-bewerteten Mittelungspegels Leq_k und der Pegelkorrektur K. Die Bezugsdauer beträgt 12 Stunden. Der Lr_k bezieht sich im Gegensatz zum Lr_g *und* Lr_n auf den Verkehr an den zwei verkehrsreichsten Wochentagen im Mittel der sechs verkehrsreichsten Monate. Die Pegelkorrektur K wird anhand der jährlichen Flugbewegungszahl N_k wie folgt berechnet. Bezügliche der Rechenvorschriften vgl. [28] & [68].

Belastungsgrenzwerte in Lr_n für die erste (22 bis 23 Uhr), die zweite (23 bis 24 Uhr) und letzte Nachtstunde (05 bis 06 Uhr)

ES	PW	IGW	AW
	Lr_n in dB(A)	Lr_n in dB(A)	Lr_n in dB(A)
I	43	45	55
II	47/50*	50/55*	60/65*
III	50	55	65
IV	55	60	70

*Die höheren Werte gelten für die erste Nachtstunde (22 bis 23 Uhr).

$$Lr_n = Leq_n$$

Lr_g *und* Lr_n beziehen sich auf den Verkehr im Jahresmittel.

A2 Berechnungsvorschriften akustischer Grössen

A2.1 Schallintensität und Schallleistung

Die Schallintensität *I* ist eine grundlegende Grösse in der Akustik und ist definiert als das Produkt von Schalldruck *p* und Schallschnelle *v*. Die Intensität beschreibt die in der Schallwelle enthaltene Leistung pro Flächeneinheit und hat die Einheit Watt pro Quadratmeter. Für eine ebene, fortschreitende Welle lässt sich die Intensität auch durch *p* oder *v* alleine ausdrücken:

$$I = p \cdot v = \frac{p^2}{\rho \cdot c} = v^2 \cdot \rho \cdot c$$

ρ: Dichte des Mediums, kg/m^3
c: Schallgeschwindigkeit im Medium, m/s

Für den Intensitätspegel L_I wird die Intensität bezogen auf $I_0 = 10^{-12}$ W/m^2 (1 Picowatt/m^2):[39]

$$L_I = 10 \cdot \lg\left(\frac{I}{I_0}\right)$$

Da der Schalldruckpegel L_p auf p_0 = 20 μPa bezogen wird, ergibt sich die folgende Beziehung zwischen den Pegeln von Schalldruck L_p und Schallintensität L_I:

$$L_I = 10 \cdot \lg\left(\frac{I}{I_0}\right) = 10 \cdot \lg\left(\frac{p^2}{\rho \cdot c \cdot I_0} \cdot \frac{p_0^2}{p_0^2}\right) = 10 \cdot \lg\left(\frac{p^2}{p_0^2}\right) + 10 \cdot \lg\left(\frac{p_0^2}{\rho \cdot c \cdot I_0}\right) = L_p + L_z$$

p_0: Bezugsschalldruck = $2 \cdot 10^{-5}$ Pa = 20 μPa
I_0: Bezugsintensität =10^{-12} W/m^2 (1 Picowatt/m^2)

Der Pegel L_z ist die Impedanzanpassung. Er hängt von der Impedanz $\rho \cdot c$ und somit in geringem Masse von Druck und Temperatur ab. Für normale atmosphärische Bedingungen ist $\rho \cdot c$ = 408 Ns/m^3. Somit wird L_z = 10·lg(400/408) = 0.086 dB. In der Praxis wird die Impedanzanpassung meistens vernachlässigt und es wird angenommen:

$$L_I = 10 \cdot \lg\left(\frac{I}{I_0}\right) \approx L_p = 10 \cdot \lg\left(\frac{p^2}{p_0^2}\right) \equiv 20 \cdot \lg\left(\frac{p}{p_0}\right)$$

Wie viel Schall gesamthaft von einer Quelle abgestrahlt wird, wird mit der Schallleistung beschrieben. Für die Berechnung stellt man sich eine beliebige Hüllfläche um die Quelle vor, z.B. einen Quader oder eine Kugel und berechnet das Integral über alle Intensitäten pro Flächenelement. (Die Intensität ist ein Vektor in der Richtung der Teilchengeschwindigkeit *v*. Gezählt wird nur die Komponente I_n senkrecht zum Flächenelement). Als Symbol wird *P* (manchmal auch W) verwendet und die Einheit ist Watt.

$$P = \oint I_n \, dF$$

Der Schallleistungspegel L_w ist:

$$L_w = 10 \cdot \lg\left(\frac{P}{P_0}\right)$$

P_0: Bezugsschallleistung =10^{-12} W (1 Picowatt)

[39] Die Einheit von Pegeln ist Dezibel dB.

Für eine Punktquelle, die gleichmässig in alle Richtungen abstrahlt (Monopol) und die sich weit weg von einer reflektierenden Oberfläche befindet, kann man als Hüllfläche eine Kugel annehmen, so dass die Schallleistung durch den Schalldruck auf der Oberfläche der Kugel mit Radius *r* ausgedrückt werden kann:

$$L_w = 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{I_0 \cdot r_0^2} \cdot \oint_{Kugel} I \cdot dF \right) \approx 10 \cdot \lg\left(\frac{p^2(r) \cdot 4\pi r^2}{p_0^2 \cdot r_0^2} \right) = L_p(r) + 10 \cdot \lg\left(\frac{4\pi r^2}{r_0^2} \right)$$

r_0: Bezugsdistanz (=1m)

Somit kann der Schallleistungspegel L_w durch den Schalldruckpegel L_p in 1m Abstand ausgedrückt werden:

$$L_w = L_p(r_0) + 10 \cdot \lg(4\pi) = L_p(r_0) + 11$$

A2.2 Frequenzbewertung und Spektrum

Um die frequenzabhängige Empfindlichkeit des Gehörs zu berücksichtigen, werden die gemessnen Schalldrucksignale mit dem genormten A-Filter bewertet. Dies wird durch den Index "A" beim entsprechenden Symbol angedeutet.

Mit dem Spektrum wird die Verteilung der Schallleistung auf verschiedene Frequenzbereiche beschrieben. Vorliegend wird von Terzbandspektren ausgegangen, welche der relativen Bandbreite einer drittel Oktave entsprechen. Falls ein Terzbandspektrum vorliegt, kann die A-Bewertung rechnerisch berücksichtigt werden, indem die entsprechende Dämpfung des A-Filters für die Terzbandmittenfrequenz verwendet wird. Die gesamte Schallleistung ergibt sich durch Summation über alle Terzbänder. Mit Pegeln ausgedrückt ist dies:

$$L_w = 10 \cdot \lg\left(\sum_{m=1}^{n} 10^{0.1 \cdot L_w(f_m)} \right) \text{ resp. } L_{wA} = 10 \cdot \lg\left(\sum_{m=1}^{n} 10^{0.1 \cdot (L_w(f_m) - \Delta_m)} \right)$$

$L_w(f_m)$: unbewerteter (linearer) Terzbandpegel mit Mittenfrequenz f_m

Δ_m: A-Bewertung für entsprechende Terzband-Frequenz [103]

Die Tabelle in Anhang A9 zeigt am Beispiel einer startenden A320 die nicht bewerteten, linearen Schallleistungspegel sowie die anhand der A-Filterkurve bewerteten Schallleistungspegel für die Terzbandmittenfrequenzen von 25 Hz bis 5 kHz.

A2.3 Schalldruckpegel "Slow", Maximal- und Ereignispegel

Mikrofone vermögen in der Regel weder Schallintensität noch Schallleistung zu messen. Sie erfassen den Schalldruck *p*, im logarithmischen Massstab ausgedrückt als Schalldruckpegel L_p. Nach internationaler Praxis wird auch hier mit der Frequenzbewertung durch das A-Bewertungsfilter der gehörrichtige Eindruck berücksichtigt. Zusätzlich wird mit der Zeitkonstante "slow" (Mittelungszeit von einer Sekunde) der zeitliche Verlauf des Pegels geglättet. Der resultierende Momentanpegel wird als L_{AS}, der maximale Pegel als L_{ASmax} bezeichnet:

$$L_{AS}(t) = 10 \cdot \lg\left(\frac{p_{slow}^2(t)}{p_0^2} \right); \; L_{AS\max} = MAX\left[L_{AS}(t) \right]$$

mit dem zeitlich geglätteten Effektivwert: $p_{slow}(t) = \sqrt{\frac{1}{T} \int_{-\infty}^{t} p^2(\tau) \; e^{-(t-\tau)/T} d\tau}$

T: 1 Sekunde für "slow"

$p(\tau)$: Momentaner Schalldruck, Pa

Wenn der Verlauf des Pegels L_{AS} über die Zeit aufgezeichnet wird, so nimmt er während eines Vorbeiflugs zu und wieder ab. Schallpegelmesser mit digitaler Signalverarbeitung erlauben den Verlauf der Intensität direkt zu integrieren, was die Schallenergie eines einzelnen Ereignisses liefert. International gebräuchlich ist die Beschreibung der Schallenergie eines Einzelereignisses mit dem *Sound Exposure Level SEL*, der auch mit L_{AE} bezeichnet wird:

$$L_{AE} = 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{t_0}\int \frac{p_A(t)^2}{p_0^2}dt\right) = 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{t_0}\int 10^{0.1 \cdot L_{AS}(t)}dt\right) \approx 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{t_0}\int \frac{I_A(t)}{I_0}dt\right)$$

t_0: Bezugszeit von 1 Sekunde
$p_A(t)$: A-bewerteter Schallpegel, Pa
$I_A(t)$: A-bewertete Intensität, W/m^2

Hinweis:

Oft wird bei der Diskussion des Pegel-Zeit-Verlaufs ($L_{AS}(t)$) eines Fluglärmereignisses vom zugehörigen L_{AE} gesprochen. Dieser berechnet sich nach obigen Formeln. Im Text wird dies jeweils mit "*energetischer Integration*" des Pegel-Zeit-Verlaufs oder bildlich mit "Integration der Kurve" umschrieben.

Bei modernen Monitoringsystemen werden oft die Ein-Sekunden-Mittelungspegel ($L_{Aeq,1s}$) kontinuierlich abgespeichert. Um Verwechslungen zu vermeiden, wird der Ein-Sekunden-Mittelungspegel nachfolgend mit L_A bezeichnet. Maximalpegel und Ereignispegel berechnen sich aus den L_A wie folgt:

$$L_{AE} = 10 \cdot \lg\left(\sum_{i=1}^{n} 10^{0.1 \cdot L_{Ai}}\right) \qquad \text{wobei:} \quad L_{Ai} = 10 \cdot \lg\left(\frac{1}{t_0}\int_{t_i}^{t_{i+1}} \frac{p(t)^2}{p_0^2}dt\right) \quad \text{mit:} \quad t_{i+1} - t_i = 1 \text{ s}$$

$$L_{AS\max} \approx MAX\left[L_{Ai}\right]$$

Der maximale Zeitbereich, über den integriert resp. aufsummiert wird, hängt bei automatischen Messungen von den Einstellungsparametern wie Messschwelle und Horchzeit ab. Die Integrationszeit soll jedoch mindestens den Bereich von t_{10} erfassen. Mit t_{10} wird diejenige Dauer bezeichnet, während welcher der Pegel grösser war als L_{ASmax} minus 10 dB (so genannte 10dB-Down-Time). Bezüglich Funktionsweise der Messung siehe Kapitel 3.3).

A2.4 Mittelungs- und Beurteilungspegel

Aus den verschiedenen L_{AE} von Einzelmessungen berechnet sich durch energetische Summation und durch die Ausdehnung auf die Betrachtungszeit T der energieäquivalente Dauerschallpegel L_{Aeq}:

$$L_{Aeq_T} = 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) = 10 \cdot \lg\left(\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) + 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\right) = 10 \cdot \lg\left(\sum_i 10^{0.1 \cdot L_{AEi}}\right) + K_T$$

T: Betrachtungszeit in Sekunden (vgl. Tabelle auf der nächsten Seite)

Der energieäquivalente Dauerschallpegel L_{Aeq} misst die gesamte, während einer definierten Betrachtungszeit T registrierte Schallintensität und verteilt (mittelt) diese über die Betrachtungszeit. Die Fluglärmbelastung während des Tages wird über die Periode von 06 bis 22 Uhr erfasst. Da mit dem *Leq* jeweils die Belastung im Jahresmittel ausgedrückt wird, beträgt die Betrachtungszeit 365 mal 16 Stunden resp. 21'024'000 Sekunden. Der zughörige Belastungswert wird als 16-Stunden-Mittelungspegels (Leq_{16h}) bezeichnet. In der Nacht erfolgt die Erfassung der Belastung für jede Stunde einzeln. Da von einer Nachtflugsperre in den Stunden von 24 bis 05 Uhr ausgegangen wird, muss nur die erste, zweite und letzte Stunde in der Zeitperiode von 22 bis 06 Uhr als 1-Stunden-Mittelungspegel (Leq_{1h}) erfasst werden. Dabei werden allfällige Bewegungen in der Zeit von 24 bis 05 Uhr (Notfallflüge oder Verspätungen) zur zweiten Nachtstunde gezählt. Nachfolgende Tabelle zeigt die in der Schweiz massgebli-

chen Zeitabschnitte, für welche im Falle von Flughäfen mit Grossflugzeugen[40], Belastungsrechnungen durchgeführt werden müssen.

Bezeichnung	Zeitabschnitt, Zeitperiode	Belastungsmass, Beurteilungsmass	Betrachtungszeit *T für ein Normaljahr mit 365 Tagen*	$K_T = 10 \cdot \lg\left(\frac{t_0}{T}\right)$
Tag	06 bis 22 Uhr	L_{Aeq16h}, Lr_t	21'024'000 Sekunden	-73.2 dB
Erste Nachtstunde	22 bis 23 Uhr	$L_{Aeq\ 1h}$, Lr_n	1'314'000 Sekunden	-61.2 dB
Zweite Nachtstunde	23 bis 05 Uhr	$L_{Aeq\ 1h}$, Lr_n	1'314'000 Sekunden	-61.2 dB
Letzte Nachtstunde	05 bis 06 Uhr	$L_{Aeq\ 1h}$, Lr_n	1'314'000 Sekunden	-61.2 dB

Anmerkung zu obiger Tabelle: Gemäss Lärmschutzverordnung LSV Anhang 5 [68] ist in der Schweiz die Belastung des Gesamtbetriebs und die Belastung, welche von Kleinluftfahrzeugen (vgl. Fussnote) verursacht wird, getrennt zu berechnen und zu beurteilen. Die Vorschriften zur Berechnung der Beurteilungspegels Lr_k, Lr_t und Lr_n sowie die massgeblichen Belastungsgrenzwerte in Lr_k, Lr_t und Lr_n sind in Anhang A1 zu finden.

Wie in Kapitel 1.2 des Hauptteils erläutert, dient der Mittelungspegel L_{Aeq} in fast allen Ländern als Basismass für die Berechnung und Beurteilung von Lärmbelastungen. Er wird entweder direkt angewendet oder mit Korrekturen versehen:

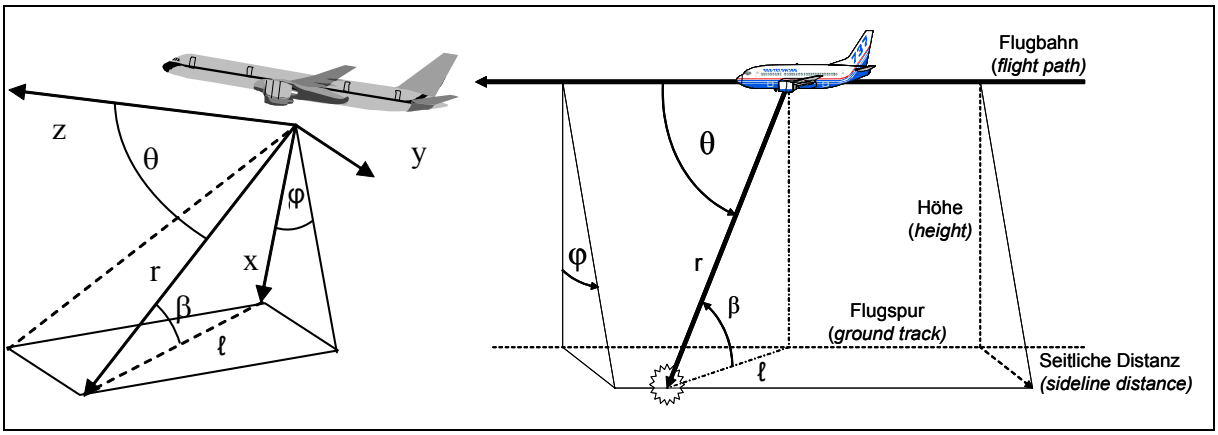
$$Lr = L_{Aeq} + \sum_i K_i$$

Der Beurteilungspegel *Lr* (engl.: *rating level*) wird in der Schweiz als gesetzliches Lärmmass verwendet. Er ist im Gegensatz zum L_{Aeq} kein physikalisches Mass, sondern ein Mass für die Lärmstörung, denn mittels der Korrekturen soll die besondere Störwirkung eines Geräusches resp. einer Lärmart berücksichtigt werden. Entsprechend unterschiedlich fallen dann auch die Korrekturen aus, beispielsweise für Strassen-, Eisenbahn-, Flug- oder Industrie- und Gewerbelärm. Beim Fluglärm beträgt die Korrektur null, wenn es sich um Anlagen für den Betrieb von Grossflugzeugen handelt. Der Mittelungspegel, welcher durch den Betrieb von Kleinluftfahrzeugen verursacht wird, erhält dagegen einen Malus in Abhängigkeit der jährlichen Flugbewegungszahl. Die Vorschriften zur Berechnung der Beurteilungspegel nach Schweizer Recht sind in Anhang A1 zu finden.

[40] Unter dem Begriff Grossflugzeuge werden Flugzeuge mit einem höchstzulässigen Abfluggewicht von mehr als 8'618 kg (19'000 lb) verstanden; Kleinluftfahrzeuge sind somit Flugzeuge mit einem höchstzulässigen Abfluggeweicht kleiner gleich 8'618 kg.

A3 Berechnungsvorschriften geometrischer Grössen

A3.1 Skizzen zu den geometrischen Verhältnissen



z Bahnachsenvektor (Vektor in Flugbahnrichtung); gleichlaufend mit der Flugbahnrichtung im Flugbahnpunkt *t*; positiv im Sinne fortschreitender Flugbahn.

y Vektor in der Horizontalebene rechtwinklig zur Bahnachse; positive Richtung zeigt nach links (Steuerbord bei normaler Fluglage).

x Vektor rechtwinklig zu den Vektoren ***z*** und ***y***.

r Vektor vom Flugzeugschwerpunkt (Flugbahnpunkt *t*) zum Immissionspunkt *i*.

ℓ Seitliche Distanz; Distanz in der Horizontalebene vom Empfangspunkt zum Fusspunkt der Senkrechten zur Flugbahn.

θ Polarwinkel; Winkel zwischen den Vektoren ***r*** und ***z***.

φ Azimut; Winkel zwischen Vertikalebene und Ebene, die durch die Vektoren ***z*** und ***r*** aufgespannt wird.

β Elevation oder Höhenwinkel; Winkel zwischen dem Vektor ***r*** und der Horizontalebene durch den Immissionspunkt *i*, unter der Annahme, dass es keinen Anstellwinkel und auch keinen Gierwinkel gibt, sondern dass die Längsachse des Flugzeuges immer in Richtung des Flugbahnvektors weist

Hinweis:

In der obigen Legende sowie in den nachfolgenden Beschreibungen werden Variablen, die Vektoren betreffen, fett und kursiv gedruck. In den Formeln sind sie mit einem Pfeil gekennzeichnet. Bei kursiv, jedoch nicht fett gedruckten Variablen handelt es sich um Skalare.

A3.2 Kürzeste Distanz *s* und Distanz des Maximalpegels *r*

Die Distanz *r* entspricht der Länge des Vektors ***r***, welcher durch den Flugbahnpunkt ***t*** und den Immissionspunkt ***i*** festgelegt wird:

$$r_{nm} = \left|\vec{r}_{nm}\right| = \left|\vec{i}_m - \vec{t}_n\right| = \sqrt{\left(i_{mx} - t_{nx}\right)^2 + \left(i_{my} - t_{ny}\right)^2 + \left(i_{mz} - t_{nz}\right)^2}$$

t : Flugbahnpunkt
i : Immissionspunkt

Für jeden Flugbahnpunkt ***t*** werden im Immissionspunkt ***i*** die Distanz *r*, die Höhe *h*, die Abstrahlwinkel θ und φ, die Querneigung ε, der Elevationswinkel β, Schallausbreitungsrichtung Φ_P (vgl. Anhang A4.2) sowie der Momentanpegel L_A berechnet. Bei der Distanzbestimmung wird die Topographie berücksichtigt, indem mit Hilfe eines digitalen Höhenmodells die geografische Lage des Emfangspunktes berechnet wird. Die kürzeste Distanz ergibt sich, indem bei den berechneten Distanzen das Minimum herausgelesen wird. Diejenigen Parameter, welche für den Maximalpegel gelten, lassen sich durch Abfrage des maximalen Momentanpegels detektieren. Auf diese Weise werden *r, s, h*, θ, φ, ε, β und Φ_P ermittelt, welche zur Analyse der aus der Einzelflugsimulation resultierenden Pegeldifferenzen verwendet werden.

A3.3 Logitudinaler Abstrahlwinkel *θ*

Der Bahnachsenvektor ***z*** lässt sich als Polarachse eines Kugelkoordinatensystems interpretieren. Somit sieht ein Beobachter am Immissionspunkt *i* das Flugzeug im Flugbahnpunkt *t* unter dem Winkel zwischen den beiden Vektoren ***r*** und ***z***. Der Kosinus dieses Winkels ist:

$$\cos(\theta_{nm}) = \frac{\vec{r}_{nm} \cdot \vec{z}_n}{|\vec{r}_{nm}| \cdot |\vec{z}_n|} \Rightarrow \theta_{nm} = \arccos\left(\frac{\vec{r}_{nm} \cdot \vec{z}_n}{|\vec{r}_{nm}| \cdot |\vec{z}_n|}\right)$$

$$\vec{r}_{nm} = \begin{pmatrix} r_{nmx} \\ r_{nmy} \\ r_{nmz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} i_{mx} - t_{nx} \\ i_{my} - t_{ny} \\ i_{mz} - t_{nz} \end{pmatrix};\ \vec{z}_n = \begin{pmatrix} z_{nx} \\ z_{ny} \\ z_{nz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} t_{nx} - t_{(n+1)x} \\ t_{ny} - t_{(n+1)y} \\ t_{nz} - t_{(n+1)z} \end{pmatrix}$$

A3.4 Lateraler Abstrahlwinkel *φ*

Das Azimut der Richtwirkung entspricht dem Winkel zwischen der Vertikalebene und der Ebene, die durch die Vektoren ***z*** und ***r*** aufgespannt wird. Dabei wird die Vertikalebene durch den Gravitationsvektor ***g*** und den Bahnachsenvektor ***z*** gebildet. Beide Vektoren haben ihren Anfangspunkt in *t* resp. im Flugzeugschwerpunkt. Das Azimut der Richtwirkung ist somit identisch mit dem Winkel zwischen den Vektoren ***nr*** und ***nz***, die senkrecht auf den beiden durch die Vektoren ***r*** und ***z*** resp. ***z*** und ***g*** aufgespannten Ebenen stehen. Der Kosinus dieses Winkels ist:

$$\cos(\varphi_{mn}) = \frac{n\vec{r}_{nm} \cdot n\vec{z}_n}{|n\vec{r}_{nm}| \cdot |n\vec{z}_n|} \Rightarrow \varphi_{mn} = \arccos\left(\frac{n\vec{r}_{nm} \cdot n\vec{z}_n}{|n\vec{r}_{nm}| \cdot |n\vec{z}_n|}\right)$$

$$n\vec{r}_{nm} = \vec{r}_{nm} \times \vec{z}_n = \begin{pmatrix} r_{nmx} \\ r_{nmy} \\ r_{nmz} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} z_{nx} \\ z_{ny} \\ z_{nz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_{nmy} \cdot z_{nz} - r_{nmz} \cdot z_{ny} \\ r_{nmz} \cdot z_{nx} - r_{nmx} \cdot z_{nz} \\ r_{nmx} \cdot z_{ny} - r_{nmy} \cdot z_{nx} \end{pmatrix};\quad n\vec{z}_n = \vec{z}_n \times \vec{g} = \begin{pmatrix} z_{nx} \\ z_{ny} \\ z_{nz} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -z_{ny} \\ +z_{nx} \\ 0 \end{pmatrix}$$

Obige Formel für den lateralen Abstrahlwinkel φ_{mn} gilt nur für Flugzeuge in Horizontallage. Fliegt das Flugzeug eine Kurve, so muss die Querneigung ***ε*** berücksichtigt werden. Daraus folgt für das Azimut der Richtcharakteristik bezüglich eines beliebigen Immissionspunktes:

$$\varphi'_{nm} = \varphi_{nm} - \varepsilon_n$$

A3.5 Querneigung *ε*

Durchfliegt das Flugzeug eine Kurve mit dem Radius *R*, so ist die Zentrifugalkraft mit dem Betrag mv^2/R wirksam [53]. Mittels Einstellen eines Querneigungswinkels ***ε*** soll diese Zentrifugalkraft kompensiert werden. Aus der Formulierung der Gleichgewichtsbedingungen im Kurvenflug ergibt sich für den Querneigungswinkel beim Flugbahnpunkt *n* folgende Berechnungsvorschrift:

$$\tan(\varepsilon_n) = \frac{v_n^2}{R_n \cdot g} \Rightarrow \varepsilon = \arctan\left(\frac{v_n^2}{R_n \cdot g}\right)$$

R : Kurvenradius, m
v: Momentangeschwindigkeit, m/s
g : Erdbeschleunigung, 9.81 m/s^2

Die Querneigung ***ε*** wird in der Simulation als Drehung der Richtcharakteristik um den Bahnachsenvektor ***z*** interpretiert. In einer Linkskurve ist sie negativ, in Horizontallage null und in einer Rechtskurve positiv. Die obige Rechenvorschrift gilt für einen momentanen Krümmungsradius im Horizontalflug

ohne Beschleunigung in Flugrichtung. In der Simulation werden zur Berechnung des Querneigungswinkels sowohl Beschleunigung als auch Steigwinkel berücksichtigt. Die Berechnungsvorschrift sieht in vereinfachter Form wie folgt aus:

$$\tan(\varepsilon_n) = \frac{v_n^2}{R_n \cdot g \cdot \cos\gamma} \Rightarrow \varepsilon = \arctan\left(\frac{v_n^2}{R_n \cdot g \cdot \cos\gamma}\right)$$

γ : Steigwinkel; Winkel zwischen Fluggeschwindigkeitsvektor ***v*** und Horizontalebene.

A3.6 Geschwindigkeit *v*

Die in der Simulation verwendeten Flugbahnen bestehen aus einer Abfolge von diskreten Raumpunkten. Der Abstand zwischen den einzelnen Punkten entspricht der Weglänge, welche das Flugzeug in einer Sekunde zurücklegt. Jeder Flugbahnpunkt enthält somit implizit die Momentangeschwindigkeit, wenn man den vorangegangenen Flugbahnpunkt berücksichtigt. Für den Flugbahnpunkt *n* berechnet sich die Geschwindigkeit wie folgt:

$$v_n = \left|\vec{v}_n\right| = \frac{\left|\vec{t}_n - \vec{t}_{n-1}\right|}{1\,\mathrm{s}}$$

A3.7 Elevation *β*

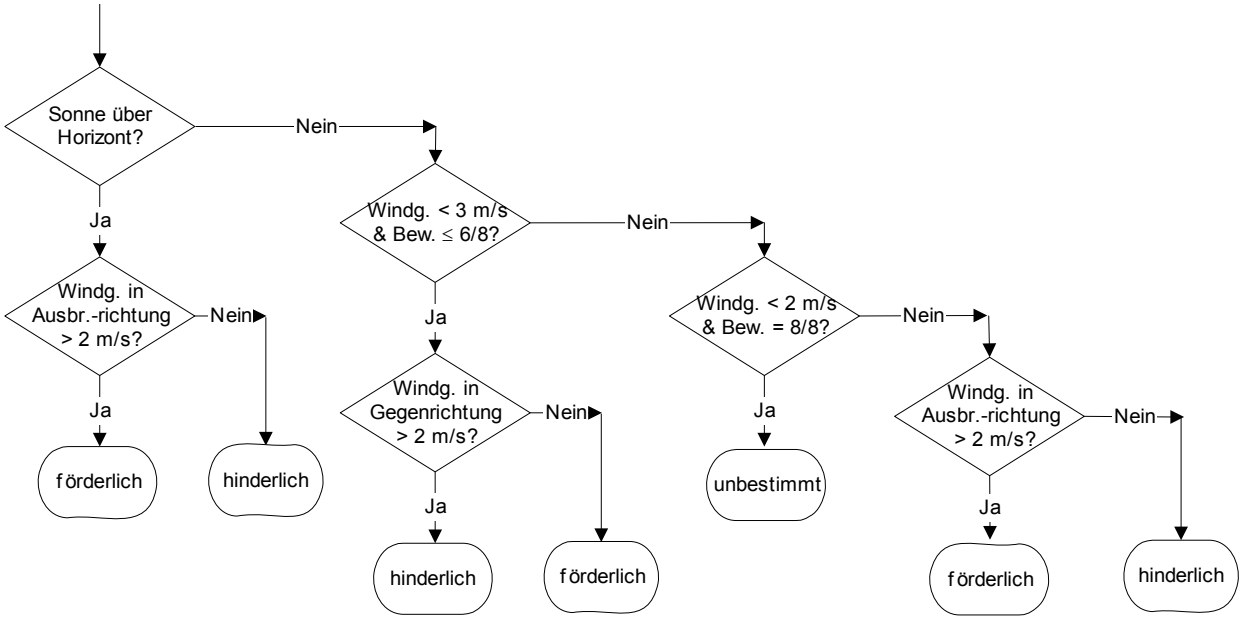
Beta entspricht dem Winkel zwischen dem Distanzvektor ***r***, welcher vom Flugbahnpunkt *t* zum Immissionspunkt ***i*** zeigt und der Horizontalebene durch den Immissionspunkt. Damit ist er identisch mit dem Winkel zwischen den beiden Vektoren, die senkrecht auf ***r*** resp. der Horizontalebene stehen. Der Elevationswinkel *β* lässt sich aber auch einfach aus der Distanz *r* und der Flughöhe *h* berechnen. Dabei entspricht die Flughöhe der ***z***-Komponente des Flugbahnpunktes.

$$\sin(\beta_{nm}) = \frac{h_n}{r_{nm}} \Rightarrow \beta_{nm} = \arcsin\left(\frac{h_n}{r_{nm}}\right) \qquad \text{wobei:} \quad h_n = t_{nz} - i_{mz} \;\; (i_{mz} \text{ berücksichtigt Topografie})$$

A4 Berechnungsvorschriften zusätzlich verwendeter Grössen

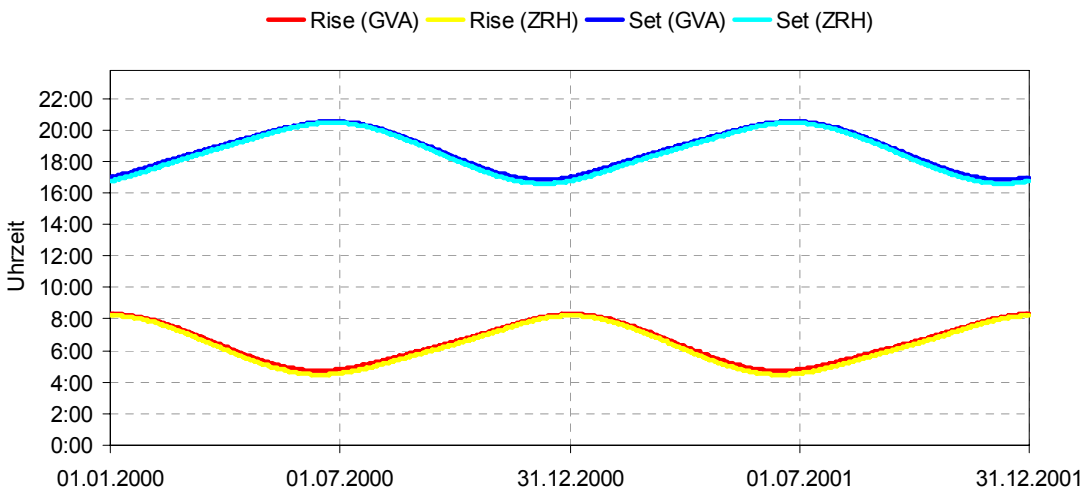
A4.1 Ausbreitungsbedingungen

Heutschi gibt in [45] folgendes „Rezept“ an, wie sich die Ausbreitungssituation anhand der Windgeschwindigkeit, der Windrichtung, des Bewölkungsgrads und des Sonnenstandes in die drei Kategorien förderlich *F*, hinderlich *H* und unbestimmt *U* unterscheiden lässt.



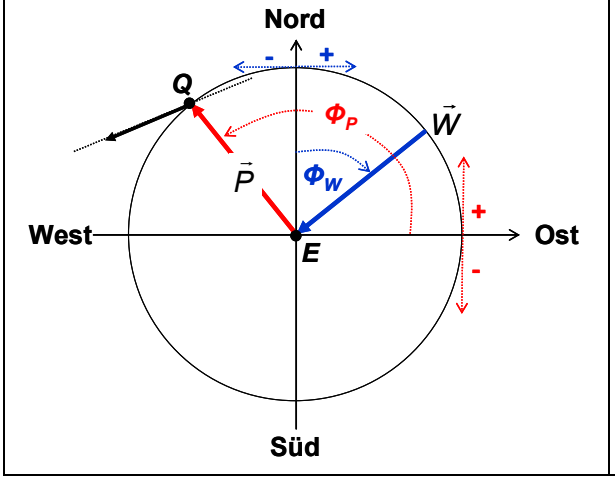
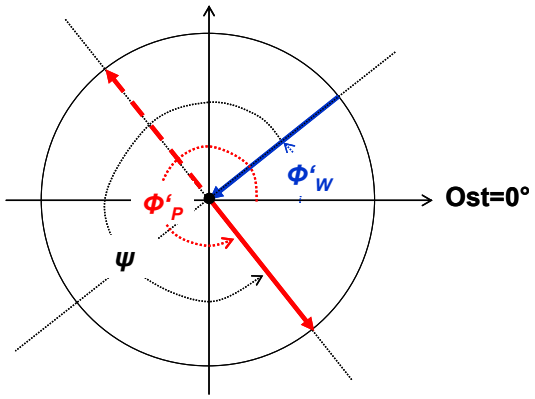
Windgeschwindigkeit, Windrichtung und Bewölkungsgrad sind in den Stundenwerten von MeteoSchweiz enthalten. Bei der Bewölkung handelt es sich um Augenbeobachtungen, die nicht für jede Stunde verfügbar sind. Sie werden in Achtel der Himmelsbedeckung angegeben. Der obige Entscheidungsbaum verlangt beim Wind die Projektion der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung (positiv Werte), resp. Gegenrichtung (negative Werte). Die dazu notwendige Berechnungsvorschrift wird in Anhang A4.2 gegeben.

Der Sonnenstand ergibt sich aus den astronomischen Sonnenaufgangs- und Sonnenuntergangszeiten. Im Internet findet sich unter http://www.jgiesen.de/GeoAstro/index.htm ein Werkzeug, mit dessen Hilfe sich für jeden beliebigen Ort auf der Erde die entsprechenden Zeiten für jeden Tag eines Kalenderjahres berechnen lassen. Nachfolgende Grafik zeigt Sonnenaufgang (Rise) und Sonnenuntergang (Set) für Zürich und Genf über zwei Kalenderjahre.



A4.2 Windgeschwindigkeitskomponente in Schallausbreitungsrichtung

Zur Berechnung der Windgeschwindigkeitskomponente in Schallausbreitungsrichtung werden Angaben zu den allgemeinen Windverhältnissen wie Windrichtung und Windgeschwindigkeit sowie Angaben zur Richtung des einfallenden Schalls benötigt. Windrichtung und Windgeschwindigkeit sind als Stundenwerte in einer Höhe von vier Metern über Boden verfügbar. Die Daten stammen von MeteoSchweiz. MCH gibt dabei die Windrichtung im geografischen Rechtssystem an (0° in Nordrichtung, Drehrichtung im Uhrzeigersinn). Der Vektor der Windrichtung zeigt vom Entstehungsort zum Empfänger. (Der Vektor gibt damit die Richtung an, aus welcher der Wind bläst). Die Schallausbreitungsrichtung dagegen wird mittels Simulation im mathematischen Linkssystem ausgegeben (0° in Ostrichtung, Drehrichtung im Gegenuhrzeigersinn), wobei der Vektor vom Empfänger *E* zur Quelle *Q* zeigt. Nachfolgende Grafik gibt einen Überblick der geometrischen Situation sowie der Winkelverhältnisse.

Geometrische Situation	Winkelverhältnisse für identisches Bezugssystem
	

Multipliziert man das Skalarprodukt der Einheitsvektoren in Wind- und Schallausbreitungsrichtung mit dem Betrag der Windgeschwindigkeit, so erhält man die Projektion der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung. Entsprechend gelten folgende Berechnungsvorschriften zur Ermittlung der Windgeschwindigkeitskomponente v_P:

$$v_P = v_W \cdot \vec{e}_W \cdot \vec{e}_P$$

$$\vec{e}_W = \frac{\vec{W}}{|\vec{W}|} = \frac{1}{\cos^2\phi'_W + \sin^2\phi'_W} \cdot \begin{pmatrix} \cos\phi'_W \\ \sin\phi'_W \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\phi'_W \\ \sin\phi'_W \end{pmatrix};$$

$$\vec{e}_P = \frac{\vec{P}}{|\vec{P}|} = \frac{1}{\cos^2\phi'_P + \sin^2\phi'_P} \cdot \begin{pmatrix} \cos\phi'_P \\ \sin\phi'_P \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\phi'_P \\ \sin\phi'_P \end{pmatrix}$$

W: Vektor in Windrichtung; W steht für „wind"
P: Vektor in Schallausbreitungsrichtung; P steht für „progagation".
v_W: Windgeschwindigkeit in Windrichtung gemäss Angaben MCH, m/s
v_P: Projektion der Windgeschwindigkeit in Ausbreitungsrichtung des Schalls, m/s

$$\Rightarrow v_P = v_W \cdot (\cos\phi'_W \cdot \cos\phi'_P + \sin\phi'_W \cdot \sin\phi'_P)$$

$$\Rightarrow v_P = v_W \cdot \cos(\phi'_P - \phi'_W) = v_W \cdot \cos(\psi)$$

Gegenwindsituation mit $v_P < 0$ und Mitwindsituation mit $v_P > 0$ für:

$$\left\{ \begin{matrix} \phi'_W = -\phi_W + 90° \\ \phi'_P = \phi_P + 180° \end{matrix} \right\} \Rightarrow \psi = \phi_W + \phi_P + 90°$$

A4.3 Absolute Feuchte in Abhängigkeit von Temperatur und relativer Feuchte

Die nachfolgenden Ausführungen stammen aus [60]. Darin wird die relative Feuchte *relF* definiert als Verhältnis des aktuellen Dampfdrucks *e* zum Sättigungsdampfdruck über Wasser e_w^* bei einer bestimmten Lufttemperatur *T*:

$$relF := \frac{e}{e_w^*(T)}$$

relF: relative Feuchte, %
e: Dampfdruck des Wassers, hPa
e_w^*: Sättigungsdampfdruck des Wassers, hPa

Als Einheit ergibt sich 1. Liegt in einem betrachteten Luftteilchen Sättigung in Bezug auf Wasser vor, also $e = e_w^*$, dann gilt: $relF = e_w^* / e_w^* = 1 = 100 \cdot 10^{-2} = 100\%$. Unter Verwendung der Magnus-Formel zur Berechnung des Sättigungsdampfdrucks des Wassers lässt sich obige Gleichung wie folgt umschreiben:

$$relF = \frac{e}{6.1078 \cdot \exp\left(\frac{17.1 \cdot T}{235 + T}\right)} \qquad (1)$$

e: Dampfdruck des Wassers, hPa
T: Temperatur der Luft, °C

Die relative Feuchte ist kein absolutes Mass für den Wasserdampfgehalt der Luft, sondern nur ein Mass für den Grad der Sättigung. Der Wasserdampfgehalt der Luft lässt sich durch die absolute Feuchte *aF* ausdrücken. Die absolute Feuchte ist nur eine andere Bezeichnung für die Dichte des Wasserdampfes ρ_V. Ihre Einheit im SI-System ist kg/m^3. Die absolute Feuchte ist durch die Gasgleichung für den Wasserdampf mit dem Dampfdruck *e* wie folgt verbunden:

$$aF := \rho_v = \frac{e}{R_v \cdot \vartheta}$$

aF: absolute Feuchte, kg/m^3
e: Dampfdruck des Wassers, hPa
R_v: spezifische Gaskonstante für Wasserdampf
ϑ: Temperatur der Luft in Kelvin
T: Temperatur der Luft, °C
v: vapour

Setzt man für R_v = 462 J/kg·K und $\vartheta = 273 + T$ in obige Gleichung ein, so erhält man:

$$aF = \frac{0.793 \cdot e}{1 + \frac{T}{273}} \quad \left[\frac{g}{m^3}\right] \qquad (2)$$

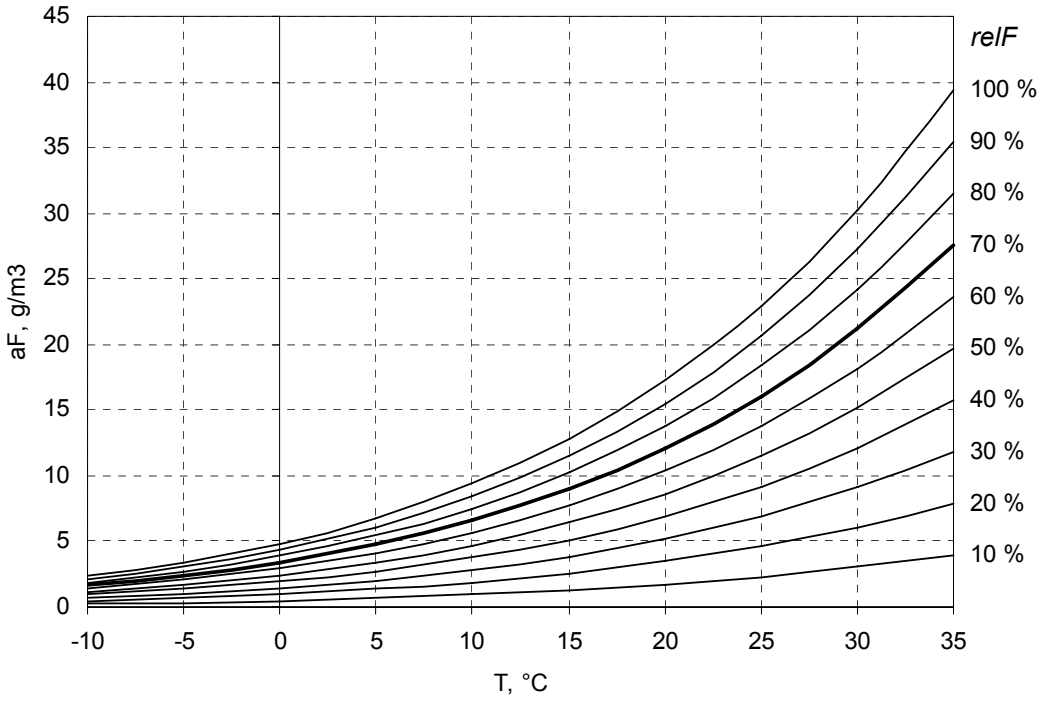
aF: absolute Feuchte, g/m^3
e: Dampfdruck des Wassers, hPa
T: Temperatur der Luft, °C

Durch Zusammenführen der Gleichungen (1) und (2) ergibt sich folgende Vorschrift zur Berechnung der absoluten Feuchte in Abhängigkeit der relativen Feuchte in Prozent und der Lufttemperatur in Grad Celsius:

$$\Rightarrow aF = \frac{0.0484 \cdot relF}{1 + \frac{T}{273}} \cdot \exp\left(\frac{17.1 \cdot T}{235 + T}\right)$$

Die Anwendung der Berechnungsvorschrift liefert folgende Zahlenwerte in g/m^3:

	relF =									
T =	10 %	20 %	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
-10 °C	0.2	0.5	0.7	0.9	1.2	1.4	1.6	1.9	2.1	2.4
-5 °C	0.3	0.7	1.0	1.4	1.7	2.0	2.4	2.7	3.1	3.4
0 °C	0.5	1.0	1.5	1.9	2.4	2.9	3.4	3.9	4.4	4.8
5 °C	0.7	1.4	2.0	2.7	3.4	4.1	4.8	5.4	6.1	6.8
10 °C	0.9	1.9	2.8	3.8	4.7	5.6	6.6	7.5	8.5	9.4
15 °C	1.3	2.6	3.8	5.1	6.4	7.7	9.0	10.2	11.5	12.8
20 °C	1.7	3.5	5.2	6.9	8.6	10.4	12.1	13.8	15.5	17.3
25 °C	2.3	4.6	6.9	9.2	11.5	13.8	16.1	18.4	20.7	23.0
30 °C	3.0	6.0	9.1	12.1	15.1	18.1	21.2	24.2	27.2	30.2
35 °C	3.9	7.9	11.8	15.8	19.7	23.6	27.6	31.5	35.5	39.4



A4.4 Formulierung der Korrekturen für normal verteilte Pegel

Die nachfolgenden Beschreibungen stammen aus [54]. Es gilt die Annahme, dass die Pegel normal verteilt sind. Die Pegelverteilungsfunktion hat somit folgende Form:

$$w(L) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\cdot\sigma}\cdot\exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{L-\overline{L}_0}{\sigma}\right)^2\right]$$

Dabei ist σ die Standardabweichung und $\overline{L}_0$ der Erwartungswert (=arithmetischer Mittelwert) der Verteilung. Sie berechnen sich wie folgt:

$$\overline{L}_0 = \frac{1}{N}\cdot\sum_{i=1}^{N} L_i$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N}\cdot\sum_{i=1}^{N}\left(L_i-\overline{L}_0\right)^2} = \sqrt{\frac{1}{N}\cdot\left(\left(\sum_{i=1}^{N} L_i^2\right)-\frac{1}{N}\left(\sum_{i=1}^{N} L_i\right)^2\right)}$$

Bei der Mittelung von Pegelwerten wird jedoch in der Regel die logarithmische Mittelung verwendet:

$$\overline{L} = k\cdot\lg\left(\frac{1}{N}\cdot\sum_{i=1}^{N} 10^{\frac{L_i}{k}}\right)$$

k ist der Äquivalenzparameter. Wird Energieäquivalenz angenommen, so ist *k* gleich 10, und die logarithmische Mittelung wird dann als energetische Mittelung bezeichnet. Liegt die gesamte Verteilung vor, so hängen arithmetischer Mittelwert und logarithmischer Mittelwert für normal verteilte Pegel wie folgt zusammen:

$$\overline{L} = \overline{L}_0 + \frac{\sigma^2\cdot\ln 10}{2\cdot k}$$

Für *k* = 10 gilt:

$$\overline{L} = \overline{L}_0 + 0.115\cdot\sigma^2$$

Falls wegen Messschwellen nur Teile der Pegelverteilungen erfasst werden, so werden nicht die tatsächlichen Mittelwerte und Standardabweichungen, sondern die aus den gemessenen Pegeln ermittelten Grössen bestimmt. Dabei sind die so ermittelten arithmetischen und energetischen Mittelwerte höher als diejenigen der vollständigen Verteilung, die Standardabweichungen dagegen kleiner als die tatsächlichen. Geht man von normal verteilten Pegeln aus, so lassen sich die Werte der vollständigen Verteilung aus den gemessenen analytisch berechnen. Voraussetzung dafür ist die Kenntnis des Prozentsatzes *p* an erfassten Ereignissen. Dabei ergibt sich die tatsächliche Standardabweichung σ aus der gemessenen Standardabweichung σ_{meas} wie folgt:

$$\sigma = \sigma_{meas}\cdot S(p)$$

Der Faktor *S* ist in der linken Grafik der untenstehenden Figur dargestellt. Er hängt vom Prozentsatz p der gemessenen Fluglärmereignisse ab und berechnet sich aus der Gleichung:

$$\left(\frac{\sigma_{gem}}{\sigma}\right)^2 = x_0\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\cdot\exp\left(-\frac{x_0^2}{2}\right)+p$$

$$\text{mit: } x_0 = erfc^{-1}(1-p)$$

Darin bezeichnet *erfc* die Komplementärfunktion des normalen Fehlerintegrals (vgl. Anhang A4.5), und $erfc^{-1}$ ist die Umkehrfunktion von *erfc*.

Ist die tatsächliche Standardabweichung der vollständigen Verteilung bekannt, so lässt sich ein Zusammenhang zwischen dem logarithmischen Mittelwert der vollständigen Verteilung und dem aus dem gemessenen Teil der Verteilung berechneten logarithmischen Mittelwert herstellen, indem dieser wie folgt korrigiert wird:

$$\overline{L} = \overline{L}_{meas} - K(\sigma, p, k)$$

Die Korrektur ist eine Funktion der Standardabweichung σ des Prozentsatzes p an erfassten Fluglärmereignissen sowie des bei der Berechnung des gemittelten Pegels benutzten Äquivalenzparameters k:

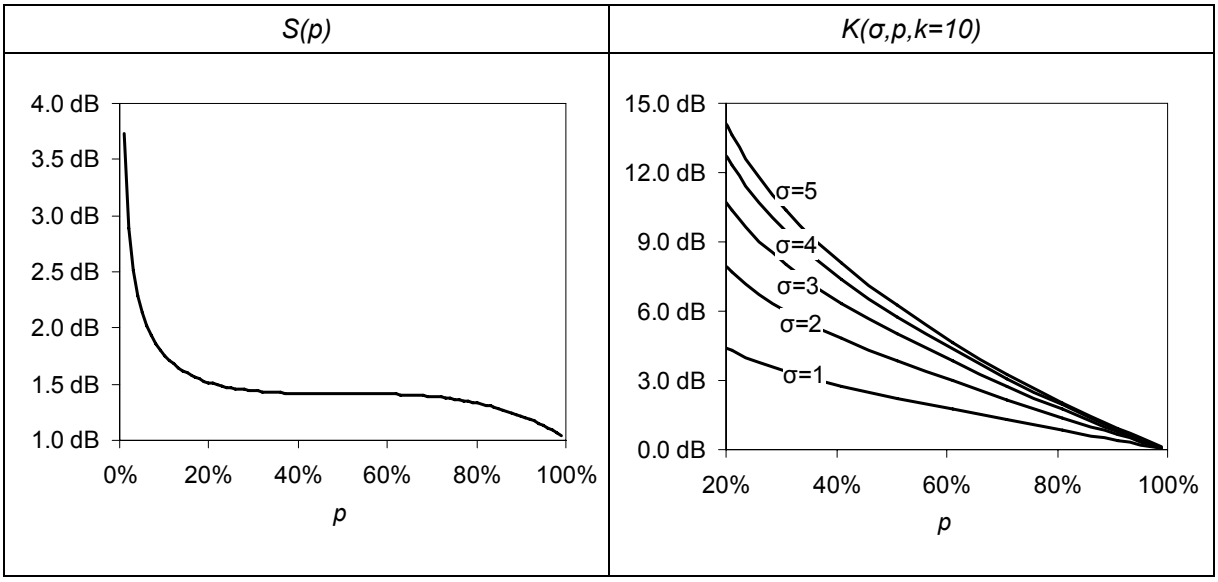
$$K(\sigma, p, k) = k \cdot \ln\left(\frac{1}{2p}(1 - erf(y))\right)$$

mit: $$y = erf^{-1}(1 - 2p) - \frac{\ln 10 \cdot \sigma}{\sqrt{2} \cdot k}$$

Für k = 10 gilt: $$y = erf^{-1}(1 - 2p) - 0.1628 \cdot \sigma$$

Darin bezeichnet *erf* das normale Fehlerintegral (vgl. nachfolgenden Anhang A4.5), und erf^{-1} ist die Umkehrfunktion des Fehlerintegrals.

Nachfolgende Figur zeigt in der rechten Grafik die Korrekturwerte *K* zur Berechnung des energetischen[41] Mittelwerts für verschiedene Standardabweichungen einer vollständigen Verteilung. Jene berechnen sich aus den gemessenen Standardabweichungen und den Korrekturwerten *S*. Sowohl *K* als auch *S* hängen ab vom Prozentsatz *p* an erfassten Fluglärmereignissen.



[41] Logarithmischer Mittelwert mit Äquivalenzparameter 10.

A4.5 Fehlerintegral (Error function)

Die Korrekturen *K(σ,p,k)* und *S(p)* sind Funktionen des Fehlerintegrals *erf* (=error function). Dieses hat folgende Form:

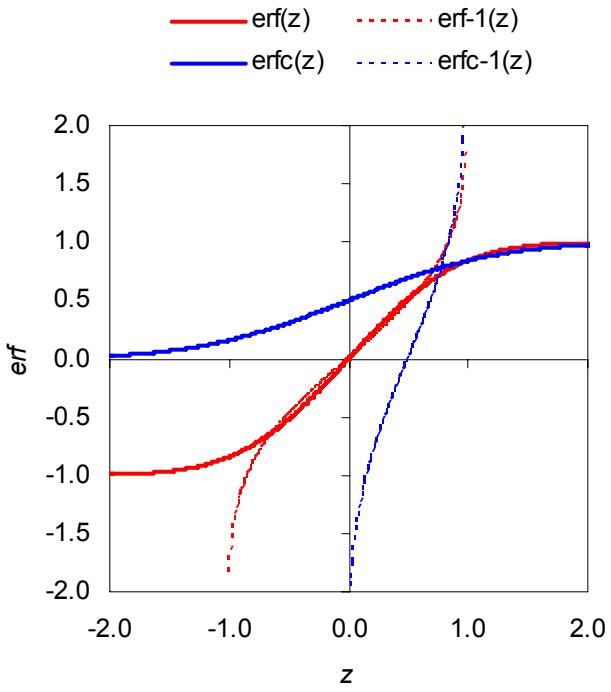
$$erf(z) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^z e^{-t^2} \cdot dt$$

Die zur Berechnung von *S(p)* notwendige Komplementärfunktion *erfc(z)* lässt sich durch das normale Fehlerintegral *erf(z)* wie folgt ausdrücken:

$$erfc(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot \int_{-\infty}^z e^{-\frac{1}{2}\cdot t^2} \cdot dt = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cdot erf\left(\frac{z}{\sqrt{2}}\right)$$

Das Fehlerintegral kann nicht analytisch ausgewertet werden. Es ist jedoch in den gängigen mathematischen Nachschlagewerken tabelliert. Zur analytischen Berechnung existiert eine Polynomnäherung, welche in [54] gegeben ist.

Für die Umkehrfunktionen erf^{-1} resp. $erfc^{-1}$, welche zur Berechnungen der Korrekturen *K(σ,p,k)* und *S(p)* benötigt werden, existieren dagegen keine Polynomnäherungen. Sie werden im vorliegenden Fall numerisch mit Hilfe des Softwarepakets Mathematica berechnet und für verschiedene *z*-Werte in Form von *Look-Up-Tables* abgespeichert. Bei der Berechnunge der Korrekturen *K(σ,p,k)* und *S(p)* werden dann die benötigten Werte einfach aus diesen Tabellen ausgelesen. Nachfolgende Figur zeigt eine grafische Darstellung der tabellerisch verfügbaren Werte.



A5 Werte der integrierten t-Verteilung von Student

Teststatistik: $$t = \frac{\overline{\Delta L}}{u_{\overline{\Delta L}}} ; u_{\overline{\Delta L}} = \sqrt{SE^2 + u_{calc}^2 + u_{meas}^2} ; \; SE = \frac{SD}{\sqrt{N}}$$

Bei $|t| \leq t(a,m)$ wird H_0 angenommen, ansonsten gilt H_A.

	t(a,m)											
m =	a=0.90	a=0.80	a=0.70	a=0.60	a=0.50	a=0.40	a=0.30	a=0.20	a=0.10	a=0.05	a=0.02	a=0.01
1	0.158	0.325	0.510	0.727	1.000	1.376	1.963	3.078	6.314	12.706	31.821	63.656
2	0.142	0.289	0.445	0.617	0.816	1.061	1.386	1.886	2.920	4.303	6.965	9.925
3	0.137	0.277	0.424	0.584	0.765	0.978	1.250	1.638	2.353	3.182	4.541	5.841
4	0.134	0.271	0.414	0.569	0.741	0.941	1.190	1.533	2.132	2.776	3.747	4.604
5	0.132	0.267	0.408	0.559	0.727	0.920	1.156	1.476	2.015	2.571	3.365	4.032
6	0.131	0.265	0.404	0.553	0.718	0.906	1.134	1.440	1.943	2.447	3.143	3.707
7	0.130	0.263	0.402	0.549	0.711	0.896	1.119	1.415	1.895	2.365	2.998	3.499
8	0.130	0.262	0.399	0.546	0.706	0.889	1.108	1.397	1.860	2.306	2.896	3.355
9	0.129	0.261	0.398	0.543	0.703	0.883	1.100	1.383	1.833	2.262	2.821	3.250
10	0.129	0.260	0.397	0.542	0.700	0.879	1.093	1.372	1.812	2.228	2.764	3.169
11	0.129	0.260	0.396	0.540	0.697	0.876	1.088	1.363	1.796	2.201	2.718	3.106
12	0.128	0.259	0.395	0.539	0.695	0.873	1.083	1.356	1.782	2.179	2.681	3.055
13	0.128	0.259	0.394	0.538	0.694	0.870	1.079	1.350	1.771	2.160	2.650	3.012
14	0.128	0.258	0.393	0.537	0.692	0.868	1.076	1.345	1.761	2.145	2.624	2.977
15	0.128	0.258	0.393	0.536	0.691	0.866	1.074	1.341	1.753	2.131	2.602	2.947
16	0.128	0.258	0.392	0.535	0.690	0.865	1.071	1.337	1.746	2.120	2.583	2.921
17	0.128	0.257	0.392	0.534	0.689	0.863	1.069	1.333	1.740	2.110	2.567	2.898
18	0.127	0.257	0.392	0.534	0.688	0.862	1.067	1.330	1.734	2.101	2.552	2.878
19	0.127	0.257	0.391	0.533	0.688	0.861	1.066	1.328	1.729	2.093	2.539	2.861
20	0.127	0.257	0.391	0.533	0.687	0.860	1.064	1.325	1.725	2.086	2.528	2.845
21	0.127	0.257	0.391	0.532	0.686	0.859	1.063	1.323	1.721	2.080	2.518	2.831
22	0.127	0.256	0.390	0.532	0.686	0.858	1.061	1.321	1.717	2.074	2.508	2.819
23	0.127	0.256	0.390	0.532	0.685	0.858	1.060	1.319	1.714	2.069	2.500	2.807
24	0.127	0.256	0.390	0.531	0.685	0.857	1.059	1.318	1.711	2.064	2.492	2.797
25	0.127	0.256	0.390	0.531	0.684	0.856	1.058	1.316	1.708	2.060	2.485	2.787
26	0.127	0.256	0.390	0.531	0.684	0.856	1.058	1.315	1.706	2.056	2.479	2.779
27	0.127	0.256	0.389	0.531	0.684	0.855	1.057	1.314	1.703	2.052	2.473	2.771
28	0.127	0.256	0.389	0.530	0.683	0.855	1.056	1.313	1.701	2.048	2.467	2.763
29	0.127	0.256	0.389	0.530	0.683	0.854	1.055	1.311	1.699	2.045	2.462	2.756
30	0.127	0.256	0.389	0.530	0.683	0.854	1.055	1.310	1.697	2.042	2.457	2.750
∞	0.126	0.253	0.385	0.525	0.675	0.842	1.037	1.282	1.646	1.962	2.330	2.581

H_0: Nullhypothese

H_A: Alternativhypothese

t: Testgrösse

t(a,m): Wert der standardisierten Teststatistik mit Freiheitsgrad *m* und der Irrtumswahrscheinlichkeit *a*.

m: Anzahl Freiheitsgrade; aus theoretischen Gründen verwendet man für *m*=*N*-1 zur Spezifikation der Verteilung [105].

a: Signifikanz-Niveau / Irrtums-Wahrscheinlichkeit

P-W.: Mass der Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese; bei einem Signifikanz-Niveau von *a*=0.05 wird die Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese in der vorliegenden Arbeit mittels folgender P-Wert-Konvention beschrieben:

Fall	Interpretation	Notation
P-W.>0.05	nicht signifikant	(n.s)
0.05>= *P-W.*>0.01	schwach signifikant	*
0.01>= *P-W.*>0.001	stark signifikant	**
0.001>= *P-W.*	sehr stark signifikant	***

A6 Liste der akustischen Referenzflugzeuge

Bezeichnung	Triebwerk	FLGS	RC2001_01		RC2005_01
			APP	DEP	Typ-RC
Agusta A109K2		H	A109K	A109K	A109K
Airbus A310-300	JT9D-7R4E/E1	J2F	A310	A3103	A3103
Airbus A319	CFM56-5B5-2	J2F	A319	A319	A319
Airbus A320	CFM56-5B4-2	J2F	A320	A320	A320
Airbus A321	CFM56-5B1-2	J2F	A321	A321	A321
Airbus A330-200	CF6-80E1, RR Trent 772, PW4168	J2F	B767	A3302	A3302
Airbus A340-300	CFM56-5C2	J4F	B767	A340	A3403
Airbus A340-600		J4F	B767	A3406	A3406
Aerospatiale AS-332/SA-332 Super Puma		H	AS332	AS332	AS332
ATR42 (all series)	PW120, PW124B	T2	AT42	AT42	AT42
Boeing 707F	JT3D-3	J4F	DC10	B707F	B707F
Boeing 727-200	JT8D-9	J3H	B727	B7272	B7272
Boeing 727-200 Advanced	JT8D-15	J3H	B727	B727A	B727A
Boeing 737-200 Advanced	JT8D-15, JT8D-17	J2F	B737	B737A	B737A
Boeing 737-400	CFM56-3C-1	J2F	B73F	B73F	B73F
Boeing 737-300	CFM56-3B1	J2F	B73S	B73S	B73S
Boeing 737-500	CFM56-3B1	J2F	B73V	B73V	B73V
Boeing 747-300	JT9D-7R4G2	J4F	B7473	B7473	B7473
Boeing 747-400	PW4056	J4F	B7474	B7474	B7474
Boeing 747SP		J4F	B7474	MD11	B74SP
Boeing 757-200	RB211-535E4	J2F	B757	B7572	B7572
Boeing 767-200	CF6-80A1/A2, JT9D-7R4D/D1	J2F	B767	B7672	B7672
Boeing 767-300	PW4060	J2F	B767	B7673	B7673
Boeing 777-200		J2F	B767	A3103	B7772
BAC-111-200/400/500 One-Eleven	RR SPEY 512	J2H	BA11	BA11	BA11
Beech Super King Air 200	PT6-A21	T2	BE30	BE20	BE20
Cessna 550 Citation II	JT15D-1A, JT15D-1B, JT15D-4	J2H	C550	C550	C550
Cessna 650 Citation III/VI/VII	TFE 731-4	J2H	C650	C650	C650
Canadair Regional Jet CRJ-200 (CL-65)	CF34-3, CF34-3A1, CF34-3B1	J2H	CL65	CL65	CL65
Dornier Do-328, Fairchild Dornier 328	PW119B	T2	D328	D328	D328
Dassault Falcon 20 Mystere	TFE 731-5	J2H	DA20	DA20	DA20
Dassault Falcon 90	TFE 731-5	J3H	DA90	DA90	DA90
McDonnell Douglas DC-10	CF6-50	J3	DC10	DC10	DC10
Douglas DC-3 Dakota	R2100	P2	SF34	DC3	DC3
McDonnell Douglas DC-9-30	JT8D-9	J2H	DC930	DC930	DC930
De Havilland Canada DHC-8 Dash 8		T2	DH8	DH8	DH8
Embraer ERJ-145		J2H	CL65	CL65	E145
Dassault Falcon 2000		J2H	DA90	HS257	F2TH
Fokker 100	RR TAY 620-15	J2H	FK10	FK10	FK10
Fokker 50	PW125	T2	FK50	FK50	FK50
Fokker 70	RR TAY 620-15	J2H	FK70	FK70	FK70
Hawker Siddeley HS-125-700/800	TFE 731-3/5	J2H	HS257	HS257	HS257
Learjet 25		J2H	DC930	DC930	LR25
Learjet 35		J2H	LR35	LR30	LR35
Learjet 55		J2H	LR35	LR50	LR55
McDonnell Douglas MD-11, MD-11F	PW4462, PW4462, CF6-80	J3	MD11	MD11	MD11
McDonnell Douglas MD-80/81/82	JT8D-217C	J2H	MD80	MD80	MD80
McDonnell Douglas MD-83 (DC-9-83)	JT8D-219	J2H	MD83	MD83	MD83
McDonnell Douglas MD-87 (DC-9-87)	JT8D-209	J2H	MD87	MD87	MD87
BAe Avro RJ-100 (146-RJ100)	ALF502R-5, ALF507-1F	J4F	RJ100	RJ100	RJ100
Aerospatiale SA-316 Alouette III		H	SA316	SA316	SA316
Saab 2000	GMA 2100A	T2	SB20	SB20	SB20
Saab 340, SF340A/B	CT7-9B	T2	SF34	SF34	SF34
Tupolev Tu-134A-3	D 30-3	J2H	TU34A	TU34A	TU34A
Tupolev Tu-154B/B-2	NK-8-2	J3H	TU54B	TU54B	TU54B
Tupolev Tu-154M	D 30-KU	J3H	TU54M	TU54M	TU54M
Yakowlev Yak-42/142	D 36	J3H	MD80	YK42	YK42

FLGS: Kürzel für Art der Motorisierung (H: Helikopter, J: Jet, P: Propeller, T: Turboprop) und Montageort des Triebwerks (Beispiel: J2H = 2 Jettriebwerke am Heck; J2F = 2 Jettriebwerke unter den Flügeln)

RC: Abkürzung für Richtcharakteristik; RC2001_01 bezeichnet den Quellendatensatz, welcher von 2001 bis 2004 in Gebrauch war; RC2005_01 bezeichnet den bezüglich Typenbezeichnung und Typenzuordnung bereinigten Quellendatensatz.

A7 Liste der akustischen Zuordnungen (Typengruppen)

A7.1 Landung

Typ-RC	Zugeordnete Typen (In Klammern die Gewichtung auf der Basis der Bewegungen von 2001 bis 2003)
A109K	A109K(0.84), A109(0.16),
A310	A3103(0.46), A3102(0.1), A30B(0.21), A3006(0.23),
A319	MD90(0), A319(1),
A320	A320(1),
A321	A321(1),
AS332	S332(0.1), AS532(0.19), AS332(0.63),
AT42	SW4(0), SW3(0.01), FK27(0.17), ATP(0), AT722(0.14), AT721(0.01), AT425(0.42), AT424(0), AT423(0.24), AN26(0), AN24(0),
B727	B727J(0.08), B727A(0.06), B7272(0.24), B7271(0.06), B722H(0.14),
B737	B73AH(0.2), B737A(0.38), B7372(0.41),
B73F	B73F(0.65), B7379(0), B7378(0.35),
B73S	B73S(0.84), B7377(0.16),
B73V	B73V(0.85), B7376(0.15),
B7473	B7473(0.78), B7472(0.21), A124(0.01),
B7474	B74S(0.03), B7474(0.97),
B757	B7573(0), B7572(1),
B767	B7772(0.04), B7674(0), B7673(0.2), B7672(0.07), A3403(0.03), A3402(0.01), A3303(0), A3302(0.64),
BA11	YK40(0.1), G3(0.6), G2(0.25), BA115(0.03), BA114(0.02),
BE30	PAY4(0.01), PAY3(0), PA31T(0.03), F406(0), DH6(0.02), C441(0.01), C212(0), BE9T(0.01), BE9L(0.13), BE30(0.05), BE20C(0.01), BE20(0.25), B350(0.09), B190(0.35), AC95(0.01), AC6T(0.01),
C550	PRM1(0), MU30(0.01), C560(0.33), C551(0.01), C550(0.37), C525(0.19), C501(0.01), C500(0.05), BE40(0.03),
C650	C650(1),
CL65	E145(0.62), E135(0.02), CL65(0.3), CL60(0.06), C750(0),
D328	D328(1),
DA20	DA20(0.69), DA10(0.31),
DA90	F2TH(0.47), DA90(0.53),
DC10	L1015(0.11), IL76T(0.1), IL76M(0.02), IL62M(0.05), DC872(0.05), DC870(0.05), DC86H(0.04), DC860(0), DC103(0.47), C17(0.03), B707F(0.04),
DC930	LR25(0.01), LR24(0.15), DC94H(0.53), DC93H(0.09), DC930(0.2), DC910(0.01),
DH8	L382(0), DH84(0.64), DH83(0.3), DH81(0.01), DH8(0), C130(0.01), BELFA(0), AN12(0.03),
FK10	FK10(1),
FK50	FK50(1),
FK70	GLEX(0.08), G5(0.08), G4(0.23), FK70(0.4), CL70(0.2),
HS257	WW24(0), SBR1(0), S601(0.01), L329B(0), L329A(0), L329(0), HS257(0.9), BA10(0.01), ASTRA(0.04),
LR35	LR60(0.19), LR55(0.08), LR45(0.26), LR36(0), LR35(0.13), LR31(0.23), J328(0.06), GALX(0.04),
MD11	MD11(1),
MD80	YK42(0.04), MD82(0.61), MD81(0.34), MD80(0.01), AN72(0),
MD83	MD83(1),
MD87	MD87(1),
RJ100	RJ85(0.23), RJ70(0), RJ100(0.69), BA46(0.07),
SA316	S365(0.3), EC120(0),
SB20	SB20(1),
SF34	SW2(0), SF34(0.1), MU2(0.02), L410(0), E121(0.04), E120(0.61), DC3(0.2), D228(0), BA32(0), BA31(0.01),
TU34A	TU34A(1),
TU54B	TU54B(1),
TU54M	TU54M(1),

Typ-RC: Akustischer Referenztyp (siehe Anhang A8.1)

A7.2 Start

Typ-RC	Zugeordnete Typen (In Klammern die Gewichtung auf der Basis der Bewegungen von 2001 bis 2003)
A109K	A109K(0.84), A109(0.16),
A3103	B7773(0.02), B7772(0.49), A3103(0.23), A3102(0.05), A30B(0.1), A3006(0.11),
A319	MD90(0), A319(1),
A320	A320(1),
A321	A321(1),
A3302	A3303(0), A3302(1),
A340	DC872(0.02), DC870(0.02), A3403(0.82), A3402(0.15),
A3406	A3406(1),
AS332	S332(0.1), AS332(0.62),
AT42	SW4(0), SW3(0.01), FK27(0.17), ATP(0), AT722(0.14), AT721(0.01), AT425(0.42), AT423(0.24), AN26(0), AN24(0),
B707F	B707F(1),
B7272	B72AH(0.53), B7272(0.36), B7271(0.1),
B727A	IL76T(0.5), IL76M(0.1), B727A(0.28),
B737A	B737A(1),
B73F	B73F(0.65), B7379(0), B7378(0.35),
B73S	B73S(0.84), B7377(0.16),
B73V	B73V(0.85), B7376(0.15),
B7473	B7473(0.78), B7472(0.21), A124(0.01),
B7474	B7474(1),
B7572	B7573(0), B7572(1),
B7672	B7672(1),
B7673	B7674(0.01), B7673(0.99),
BA11	YK40(0.67), BA115(0.22), BA114(0.11),
BE20	PAY4(0.01), PAY3(0), PA31T(0.03), DH6(0.02), C441(0.01), C212(0), BE9T(0.01), BE9L(0.13), BE30(0.05), BE20C(0.01), BE20(0.25), B350(0.09), B190(0.35), AC95(0.01), AC6T(0.01),
C550	PRM1(0), MU30(0.01), C560(0.33), C551(0.01), C550(0.37), C525(0.19), C501(0.01), C500(0.05), BE40(0.03),
C650	C650(1),
CL65	E145(0.62), E135(0.02), CL65(0.3), CL60(0.06), C750(0),
D328	D328(1),
DA20	SBR1(0.09), DA20(0.63), DA10(0.28),
DA90	L329B(0), L329A(0), L329(0), DA90(0.74), DA50(0.26),
DC10	L1015(0.16), L1013(0), DC86H(0.05), DC103(0.69), DC101(0.05), C17(0.04),
DC3	DC3(0.97),
DC930	LR25(0.01), LR24(0.25), HS251(0.02), DC930(0.32), DC910(0.02), B7372(0.39),
DH8	DH84(0.64), DH83(0.3), DH81(0.01), C160(0), C130(0.01), BELFA(0), AN12(0.03),
FK10	FK10(1),
FK50	FK50(1),
FK70	GLEX(0.08), G5(0.08), G4(0.23), FK70(0.41), CL70(0.2), B7172(0.01),
HS257	WW24(0), S601(0.01), HS257(0.64), F2TH(0.32), BA10(0.01), ASTRA(0.03),
LR30	LR45(0.42), LR36(0), LR35(0.2), LR31(0.37),
LR50	LR60(0.51), LR55(0.22), J328(0.16), GALX(0.11),
MD11	MD11(0.99), B74S(0.01),
MD80	MD82(0.64), MD81(0.36), MD80(0.01),
MD83	MD83(1), B727J(0),
MD87	MD87(0.99), G3(0.01), G2(0),
RJ100	RJ85(0.23), RJ70(0), RJ100(0.69), BA46(0.07),
SA316	S365(0.3), EC120(0.45),
SB20	SB20(1),
SF34	SW2(0), SF34(0.13), MU2(0.03), L410(0), E121(0.06), E120(0.78),
TU34A	TU34A(1),
TU54B	TU54B(1),
TU54M	TU54M(0.31), IL62M(0.02), DC94H(0.42), DC93H(0.07), B73AH(0.1), B722H(0.06),
YK42	YK42(0.97), AN74(0.01), AN72(0.01),

Typ-RC: Akustischer Referenztyp (siehe Anhang A8.2)

A8 Eckwerte der Quellendaten in FLULA2

A8.1 Landung

Ausser Theta alle Angaben in dB								Directivity Correction D_A in Funktion von Theta; in Klammern Standard Deviation SD							
Typ-RC	$L_{w,A}$	L_{AE}	$L_{A,max}$	*Theta*	*C*	*SD*	*N*	60 °		90 °		115 °		135 °	
A109K	134.0	81.8	73.0	86°	0.0	2.5	24	0.9	k.A.	0.7	k.A.	0.2	k.A.	-1.5	k.A.
A310	141.9	88.2	78.4	100°	0.0	2.0	11	-0.2	(2.2)	-0.9	(2.0)	-0.6	(2.2)	-2.7	(1.7)
A319	138.2	85.5	77.5	96°	0.0	1.7	12	0.1	(1.9)	1.2	(1.7)	0.3	(1.7)	-3.5	(1.7)
A320	138.5	85.7	77.4	97°	0.0	1.9	32	0.0	(1.9)	0.8	(1.9)	0.2	(2.2)	-3.1	(1.8)
A321	139.9	86.8	78.5	98°	0.0	1.9	10	0.1	(1.7)	0.7	(1.7)	0.3	(2.2)	-3.8	(1.6)
AS332	137.3	85.3	76.3	82°	0.0	2.6	30	1.3	k.A.	0.5	k.A.	-1.1	k.A.	-2.1	k.A.
AT42	136.9	82.8	74.1	93°	0.0	1.5	2	1.1	(1.5)	0.4	(1.1)	-0.5	(1.6)	-3.4	(1.9)
B727	146.1	92.4	84.3	111°	0.0	4.6	7	-1.1	k.A.	-0.4	k.A.	2.0	k.A.	0.4	k.A.
B737	141.4	87.9	77.8	106°	0.0	3.0	7	-0.2	(2.2)	-2.0	(2.8)	-0.6	(3.0)	-2.8	(3.5)
B73F	140.0	86.8	79.2	102°	0.0	1.9	10	-1.3	(1.7)	0.6	(1.9)	1.1	(1.5)	-3.0	(2.1)
B73S	138.9	85.8	78.2	103°	0.0	1.9	12	-1.1	(1.6)	0.6	(1.8)	1.5	(1.6)	-2.3	(1.5)
B73V	138.1	85.1	77.6	106°	0.0	2.0	17	-1.0	(1.7)	0.3	(2.0)	1.8	(1.8)	-2.3	(1.7)
B7473	152.1	97.4	89.4	109°	0.0	2.0	6	-0.9	(2.0)	-0.5	(2.2)	1.8	(2.2)	-2.6	(1.9)
B7474	144.4	91.1	80.8	97°	0.0	1.5	2	0.0	(1.2)	-1.2	(1.2)	-1.3	(1.6)	-3.2	(1.9)
B757	140.8	87.2	77.3	101°	0.0	2.2	8	0.0	(1.3)	-1.0	(2.0)	-0.6	(2.6)	-3.0	(2.8)
B767	141.5	87.7	77.2	105°	0.0	1.8	7	-0.3	(1.3)	-2.0	(1.4)	-0.9	(1.9)	-3.1	(2.3)
BA11	145.6	91.9	82.8	62°	0.0	3.4	3	1.7	k.A.	-1.3	k.A.	0.4	k.A.	-0.1	k.A.
BE30	129.9	77.4	68.4	82°	0.0	3.7	2	1.1	(4.0)	0.3	(3.5)	-1.7	(4.1)	-2.5	(4.6)
C550	128.8	75.3	65.9	96°	0.0	2.4	8	-0.2	(2.3)	-0.2	(2.5)	-0.1	(2.3)	-1.4	(2.6)
C650	k.A.	80.2	71.5	98°	0.0	2.9	0	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
CL65	133.8	80.8	70.8	68°	0.0	1.9	10	0.9	(1.7)	-0.6	(1.9)	-1.1	(1.5)	-1.8	(1.9)
D328	137.3	83.7	74.4	66°	0.0	2.6	5	1.2	(2.0)	-0.7	(2.0)	-1.1	(2.3)	-3.4	(3.1)
DA20	139.8	83.9	77.6	108°	0.0	1.4	1	-4.2	(0.8)	0.5	(1.0)	3.4	(1.7)	0.8	(1.7)
DA90	133.8	79.8	71.6	100°	0.0	3.1	2	-0.6	(2.6)	0.5	(2.9)	0.8	(3.1)	-1.4	(3.2)
DC10	146.5	92.4	82.9	104°	0.0	2.4	7	-0.7	k.A.	-1.0	k.A.	0.0	k.A.	-2.3	k.A.
DC930	146.3	91.3	83.3	110°	0.0	2.5	7	-0.1	(2.2)	-0.7	(2.6)	2.1	(2.4)	0.3	(3.0)
DH8	134.0	79.0	69.7	65°	0.0	1.6	2	1.3	(1.1)	-0.4	(1.2)	-1.4	(0.9)	-3.6	(1.6)
FK10	k.A.	82.3	72.5	106°	0.0	2.1	6	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
FK50	139.6	85.1	76.7	93°	0.0	2.0	11	0.0	k.A.	0.7	k.A.	0.0	k.A.	-1.4	k.A.
FK70	132.6	79.8	69.8	95°	0.0	1.9	9	0.5	(1.7)	-0.5	(1.6)	-0.3	(2.0)	-1.4	(1.9)
HS257	134.2	80.7	72.4	103°	0.0	2.3	4	-0.7	(2.0)	0.4	(2.1)	1.3	(2.6)	-0.4	(2.4)
LR35	131.8	81.8	72.9	103°	0.0	2.0	5	-0.3	(1.9)	0.1	(2.0)	1.0	(2.3)	-0.4	(1.5)
MD11	144.8	91.3	81.1	103°	0.0	1.8	9	-0.4	(1.6)	-1.2	(1.9)	-0.4	(2.1)	-2.1	(1.7)
MD80	138.1	85.2	77.1	109°	0.0	2.2	34	-0.8	(1.6)	-0.5	(1.8)	2.0	(2.5)	-0.2	(2.3)
MD83	139.7	86.8	78.9	107°	0.0	2.2	6	-0.7	(1.6)	0.0	(1.8)	1.9	(2.2)	-0.4	(3.4)
MD87	136.4	83.6	75.4	108°	0.0	1.9	9	-0.8	(1.6)	0.0	(1.5)	1.9	(2.0)	0.3	(2.4)
RJ100	136.0	82.4	74.7	104°	-6.0	1.8	44	-0.5	(1.9)	0.5	(1.8)	1.6	(1.5)	-1.4	(1.7)
SA316	133.9	81.8	71.9	122°	0.0	2.3	20	-0.4	k.A.	-0.6	k.A.	0.6	k.A.	2.3	k.A.
SB20	132.3	79.5	69.7	89°	0.0	1.5	28	0.8	(1.5)	-0.2	(1.5)	-2.0	(1.3)	-4.0	(1.9)
SF34	137.1	83.3	74.7	75°	0.0	2.0	19	1.6	(1.9)	0.3	(1.9)	-1.3	(1.7)	-3.6	(2.4)
TU34A	k.A.	91.1	82.5	105°	0.0	1.1	1	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
TU54B	150.7	95.6	87.7	101°	0.0	2.0	1	-1.2	(1.1)	0.8	(1.7)	1.5	(2.5)	-0.1	(1.8)
TU54M	145.5	90.7	82.0	101°	0.0	2.1	1	-0.3	(1.7)	-0.1	(2.6)	0.5	(2.1)	-1.1	(1.4)

L_{AE}, $L_{A,max}$ und *Theta* beziehen sich auf einen Vorbeiflug in einer Höhe von 1000 ft (=305 m) mit einer Geschwindigkeit v = 160 kt (= 82.3 m/s) bei Standardatmosphäre (15°C, 70% relF)

k.A.: Keine Angaben verfügbar.

Legende siehe Seite A-29.

A8.2 Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

Ausser Theta alle Angaben in dB								Directivity Correction D_A in Funktion von Theta; in Klammern Standard Deviation SD							
Typ-RC	$L_{w,A}$	L_{AE}	$L_{A,max}$	*Theta*	*C*	*SD*	*N*	60 °		90 °		115 °		135 °	
A109K	133.5	81.2	73.0	77°	0.0	2.1	23	1.7	k.A.	0.7	k.A.	-1.5	k.A.	-3.5	k.A.
A3103	149.9	96.8	89.0	96°	0.0	1.7	4	0.2	(1.2)	1.3	(1.6)	0.5	(1.6)	-3.3	(1.8)
A319	146.0	93.2	84.5	96°	-0.3	1.5	13	0.7	(1.3)	0.5	(1.3)	-0.6	(1.6)	-4.3	(1.4)
A320	147.1	94.1	85.9	98°	-0.1	1.7	22	0.6	(1.3)	0.8	(1.8)	0.2	(1.8)	-3.4	(1.8)
A321	148.9	95.8	87.8	98°	-0.3	1.8	12	0.4	(1.4)	1.0	(1.8)	0.7	(2.0)	-2.6	(1.9)
A3302	152.6	99.2	91.0	101°	-2.4	2.5	0	-0.4	k.A.	0.5	k.A.	0.7	k.A.	-3.7	k.A.
A340	147.2	94.3	85.0	97°	0.0	1.4	2	0.7	(0.4)	-0.1	(0.4)	-0.9	(1.2)	-3.5	(1.9)
A3406	151.1	97.8	90.1	91°	0.0	1.6	k.A.	1.1	k.A.	1.5	k.A.	-0.3	k.A.	-5.9	k.A.
AS332	137.0	84.5	76.3	81°	0.0	2.5	28	1.7	k.A.	0.8	k.A.	-1.8	k.A.	-3.7	k.A.
AT42	134.9	82.8	76.7	86°	0.0	2.1	7	0.0	(1.9)	3.1	(2.6)	-1.0	(1.9)	-6.5	(1.7)
B707F	k.A.	106.7	98.5	104°	0.0	1.7	2	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
B7272	160.0	107.1	98.8	106°	-2.6	4.4	5	-3.2	k.A.	-0.7	k.A.	1.8	k.A.	3.3	k.A.
B727A	163.3	110.4	102.5	110°	-2.6	4.0	2	-3.1	k.A.	-0.7	k.A.	2.4	k.A.	2.8	k.A.
B737A	156.9	104.4	96.6	117°	0.0	2.5	5	-3.9	(2.3)	-1.0	(1.9)	2.7	(1.9)	3.3	(2.3)
B73F	147.5	94.7	87.4	98°	0.0	1.9	11	-0.6	(1.4)	1.6	(1.4)	1.1	(2.0)	-1.8	(2.0)
B73S	147.5	94.7	87.5	98°	0.0	2.1	5	-0.9	(1.5)	1.6	(1.8)	1.1	(1.9)	-1.9	(2.5)
B73V	146.2	93.2	86.0	98°	-0.1	1.8	18	-0.7	(1.4)	1.6	(1.6)	1.1	(1.9)	-2.2	(1.9)
B7473	155.8	101.7	94.1	99°	0.0	1.8	3	0.5	k.A.	0.9	k.A.	0.1	k.A.	-5.7	k.A.
B7474	151.8	98.3	90.7	98°	0.0	1.6	6	0.4	(1.2)	1.2	(1.4)	0.5	(1.4)	-3.4	(1.8)
B7572	148.1	95.3	86.5	103°	-1.2	2.0	11	0.1	(1.3)	0.1	(1.5)	0.9	(1.8)	-1.0	(2.1)
B7672	153.3	99.3	92.3	99°	-0.2	2.8	8	-0.4	k.A.	0.1	k.A.	0.9	k.A.	-3.5	k.A.
B7673	153.3	99.7	91.5	103°	0.0	2.8	8	-0.4	k.A.	0.1	k.A.	0.9	k.A.	-3.5	k.A.
BA11	163.3	104.9	95.4	108°	-2.6	3.5	5	0.0	k.A.	-1.8	k.A.	0.6	k.A.	0.4	k.A.
BE20	134.8	82.8	76.5	81°	0.0	2.4	3	1.3	(2.6)	2.4	(3.1)	-2.0	(1.6)	-4.8	(2.0)
C550	141.1	88.4	80.3	112°	0.0	4.9	6	-3.5	(3.6)	-0.5	(4.0)	2.4	(5.3)	3.8	(6.7)
C650	146.4	93.6	85.8	120°	0.0	2.8	3	-4.3	(2.7)	-0.8	(2.9)	2.6	(3.2)	3.7	(3.1)
CL65	138.2	85.2	76.6	106°	0.0	1.9	12	-0.1	(1.9)	-0.1	(1.6)	1.3	(1.7)	-0.2	(2.1)
D328	133.8	81.5	74.6	83°	0.0	1.9	3	0.9	(2.1)	2.2	(2.8)	-0.8	(1.2)	-5.1	(1.4)
DA20	142.1	88.7	81.4	106°	0.0	2.2	3	-2.1	(2.4)	0.6	(1.9)	2.5	(1.9)	0.9	(2.4)
DA90	146.5	93.1	86.2	102°	0.0	2.0	1	-2.8	(1.0)	1.6	(1.5)	2.6	(1.2)	0.8	(1.4)
DC10	154.7	101.3	93.2	102°	0.0	1.9	6	-0.2	k.A.	0.3	k.A.	0.7	k.A.	-2.4	k.A.
DC3	142.7	90.9	82.3	72°	0.0	1.9	2	1.9	(2.3)	0.6	(2.0)	-1.3	(1.7)	-3.2	(1.6)
DC930	157.6	105.1	97.2	127°	-0.6	1.7	4	-6.3	(1.3)	-1.6	(1.6)	2.4	(1.1)	4.7	(1.9)
DH8	134.3	82.2	76.2	86°	0.0	1.6	k.A.	0.0	k.A.	3.1	k.A.	-1.0	k.A.	-6.5	k.A.
FK10	k.A.	95.4	88.2	108°	-2.4	2.3	11	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
FK50	136.3	84.1	76.6	86°	0.0	1.9	11	0.6	k.A.	1.9	k.A.	-0.7	k.A.	-3.2	k.A.
FK70	144.6	91.5	84.2	110°	0.0	2.5	11	-1.3	(2.2)	0.1	(2.3)	2.8	(2.4)	1.0	(2.2)
HS257	144.9	87.9	80.6	106°	0.0	2.9	7	-2.8	k.A.	0.8	k.A.	2.6	k.A.	0.8	k.A.
LR30	148.3	90.7	82.5	114°	0.0	1.7	4	-3.8	k.A.	-0.2	k.A.	2.3	k.A.	2.9	k.A.
LR50	142.6	89.3	81.3	107°	0.0	2.7	2	-2.4	k.A.	0.0	k.A.	2.2	k.A.	1.9	k.A.
MD11	154.0	101.1	94.0	99°	-0.6	1.6	8	-0.5	(1.6)	1.7	(1.7)	1.4	(1.3)	-1.9	(1.5)
MD80	152.9	100.3	93.3	108°	-1.8	1.8	19	-3.5	(1.4)	0.3	(1.6)	3.0	(1.6)	2.5	(1.5)
MD83	154.2	101.6	94.3	107°	-0.9	1.7	4	-3.8	(1.4)	0.3	(0.9)	2.7	(1.2)	2.9	(1.5)
MD87	152.0	99.4	92.6	107°	0.0	2.0	6	-3.3	(1.8)	0.6	(2.1)	3.1	(2.0)	1.9	(2.2)
RJ100	142.8	89.8	81.8	104°	0.0	2.0	33	-0.6	(1.8)	0.5	(1.6)	1.8	(1.9)	-0.2	(2.1)
SA316	135.7	83.3	73.9	120°	0.0	2.3	22	-0.5	k.A.	-0.6	k.A.	0.9	k.A.	2.0	k.A.
SB20	135.0	82.7	74.3	74°	0.0	2.0	20	1.6	(2.4)	0.3	(2.1)	-1.3	(1.5)	-3.4	(1.7)
SF34	134.8	82.7	76.1	80°	0.0	2.3	15	0.7	(2.7)	2.0	(3.1)	0.0	(1.6)	-3.7	(1.6)
TU34A	163.9	110.8	100.8	105°	-4.0	3.7	2	0.3	k.A.	-1.7	k.A.	0.0	k.A.	0.3	k.A.
TU54B	160.1	106.8	100.0	105°	-2.6	2.6	2	-2.3	k.A.	0.6	k.A.	2.7	k.A.	1.4	k.A.
TU54M	154.9	101.6	93.9	107°	-0.5	2.8	4	-2.2	k.A.	0.3	k.A.	2.2	k.A.	0.9	k.A.
YK42	153.8	99.5	93.9	102°	0.0	1.8	1	-2.4	(1.6)	2.1	(1.4)	2.8	(1.3)	-1.8	(2.0)

Legende siehe nächste Seite.

A8.3 Start mit hohem Abfluggewicht (ATOM > 85% MTOM)

Ausser Theta alle Angaben in dB								Directivity Correction D_A in Funktion von Theta; in Klammern Standard Deviation SD							
Typ-RC	$L_{w,A}$	L_{AE}	$L_{A,max}$	*Theta*	*C*	*SD*	*N*	60 °		90 °		115 °		135 °	
A3103	153.9	100.7	93.7	98°	-4.7	1.8	4	-0.4	(1.4)	1.8	(1.6)	1.3	(1.6)	-3.1	(1.4)
A320	148.4	95.5	87.7	98°	-1.9	1.8	22	0.4	(1.3)	1.2	(1.6)	0.6	(1.9)	-3.1	(1.7)
A321	150.7	97.6	90.2	99°	-2.7	1.7	12	-0.3	(1.3)	1.4	(1.3)	0.9	(1.6)	-2.8	(1.5)
A3302	k.A.	100.2	92.0	101°	-3.4	2.6	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.	k.A.
A340	152.3	99.1	92.1	98°	-3.0	1.0	2	-0.6	(0.5)	1.8	(0.7)	0.8	(0.6)	-4.1	(0.9)
B737A	161.4	108.7	100.9	113°	-3.8	2.1	5	-2.8	(1.3)	-0.6	(1.4)	2.6	(1.4)	2.5	(1.9)
B73F	150.2	97.5	90.5	94°	-3.1	1.5	11	-0.8	(1.3)	2.1	(1.2)	1.0	(1.4)	-1.5	(1.2)
B73S	149.3	96.5	89.4	98°	-1.9	1.8	5	-0.5	(1.4)	1.8	(1.3)	1.2	(1.9)	-2.3	(1.8)
B7473	160.5	107.1	100.4	91°	-4.0	1.3	3	0.5	(1.1)	2.4	(0.9)	-0.5	(1.5)	-5.5	(1.3)
B7474	158.3	105.3	98.3	97°	-4.0	1.2	6	-0.3	(0.7)	1.9	(1.1)	1.0	(1.2)	-3.9	(0.9)
B7673	155.5	102.4	95.6	101°	-3.5	1.7	8	-1.0	(1.8)	1.6	(1.5)	1.8	(1.7)	-2.7	(1.4)
DC10	156.7	103.3	95.2	102°	-2.0	1.9	6	-0.2	k.A.	0.3	k.A.	0.7	k.A.	-2.4	k.A.
DC930	159.0	106.3	98.3	117°	-1.3	1.7	4	-5.3	(1.2)	-1.2	(1.7)	2.6	(1.7)	4.2	(1.7)
MD11	157.7	104.8	98.0	95°	-4.0	1.5	8	-0.3	(1.2)	2.2	(1.1)	0.7	(1.2)	-3.2	(1.3)
MD80	155.1	102.3	95.6	106°	-3.9	1.9	19	-3.6	(1.7)	0.8	(1.8)	3.1	(1.5)	2.0	(2.2)
MD83	156.4	103.6	96.8	108°	-3.2	1.7	4	-3.8	(1.2)	0.4	(1.8)	3.2	(1.3)	2.2	(1.6)

L_{AE}, $L_{A,max}$ und *Theta* beziehen sich auf einen Vorbeiflug in einer Höhe von 1000 ft (=305 m) mit einer Geschwindigkeit v = 160 kt (= 82.3 m/s) bei Standardatmosphäre (15°C, 70% relF)

k.A.: Keine Angaben verfügbar.

Legende zu A8.1, A8.2 und A8.3:

C: Pegelveränderung bei Leistungsreduktion nach dem Start (Cutback) bzw. nach dem Aufsetzen bei der Landung.

D_A: Richtwirkungskorrektur für A-bewerteten Schallleistungspegel, dB; vgl. Anhang A14, Seite A-59.

$L_{A,max}$: A-bewerteter Maximalpegel bei einem Vorbeiflug in Referenzdistanz.

L_{AE}: A-bewerteter Ereignispegel (Energiepegel) bei einem geradlinigen Vorbeiflug in 305 m Höhe mit konstanter Geschwindigkeit v=160 kt.

$L_{w,A}$: A-bewerteter Schallleistungspegel.

N: Anzahl gemessener Einzelereignisse.

SD: Standardabweichung (Standard Deviation) der Differenzen zwischen den auf 305 Metern normierten gemessenen und mittels Hik-Koeffizienten berechneten A-bewerteten Einzelereignispegeln; SD ist eine Angabe zur Güte des Fits; vgl. Anhang A14.

Theta: Emissionswinkel bezüglich Flugrichtung beim Maximalpegel.

Typ-RC: Akustischer Referenztyp

A9 A-Bewertung am Beispiel eines Schallleistungsspektrums

Dargestellt ist das Schallleistungsspektrum einer A320 beim Start

i =	f_m	Δ_i	Schallleistungspegel		Intensitätsanteil	
			L_w	$L_w - \Delta_i$	$I_w / \sum I_w$	$I_{w,A} / \sum I_{w,A}$
1	25 Hz	44.7 dB	137.1 dB	92.4 dB	5.2%	0.0%
2	31.5 Hz	39.4 dB	138.8 dB	99.4 dB	7.4%	0.0%
3	40 Hz	34.6 dB	139.8 dB	105.2 dB	8.6%	0.0%
4	50 Hz	30.2 dB	141.2 dB	111.0 dB	12.1%	0.1%
5	63 Hz	26.2 dB	141.5 dB	115.3 dB	11.8%	0.1%
6	80 Hz	22.5 dB	139.9 dB	117.4 dB	6.7%	0.2%
7	100 Hz	19.1 dB	139.2 dB	120.1 dB	5.7%	0.4%
8	125 Hz	16.1 dB	138.4 dB	122.3 dB	4.7%	0.6%
9	160 Hz	13.4 dB	138.6 dB	125.2 dB	4.6%	1.1%
10	200 Hz	10.9 dB	138.3 dB	127.4 dB	4.1%	1.7%
11	250 Hz	8.6 dB	138.6 dB	130.0 dB	4.1%	2.9%
12	315 Hz	6.6 dB	138.3 dB	131.7 dB	3.7%	4.2%
13	400 Hz	4.8 dB	138.5 dB	133.7 dB	3.7%	6.3%
14	500 Hz	3.2 dB	138.7 dB	135.5 dB	3.9%	9.6%
15	630 Hz	1.9 dB	136.8 dB	134.9 dB	2.7%	8.8%
16	800 Hz	0.8 dB	134.9 dB	134.1 dB	1.7%	7.1%
17	1000 Hz	0.0 dB	134.6 dB	134.6 dB	1.5%	7.4%
18	1250 Hz	-0.6 dB	134.8 dB	135.4 dB	1.5%	8.9%
19	1600 Hz	-1.0 dB	134.9 dB	135.9 dB	1.4%	9.1%
20	2000 Hz	-1.2 dB	135.0 dB	136.2 dB	1.3%	8.5%
21	2500 Hz	-1.3 dB	137.2 dB	138.5 dB	1.5%	10.3%
22	3150 Hz	-1.2 dB	138.0 dB	139.2 dB	1.3%	8.8%
23	4000 Hz	-1.0 dB	136.1 dB	137.1 dB	0.5%	3.1%
24	5000 Hz	-0.5 dB	135.0 dB	135.5 dB	0.1%	0.7%
$L_w = 10 \cdot \lg\left(\sum_{i=1}^{24} 10^{0.1 \cdot L_{w,i}}\right) =$			151.9 dB		$I_w = I_0 \cdot 10^{0.1 \cdot L_w}$	
$L_{w,A} = 10 \cdot \lg\left(\sum_{i=1}^{24} 10^{0.1 \cdot (L_{w,i} - \Delta_i)}\right) =$				147.1 dB	$I_{w,A} = I_0 \cdot 10^{0.1 \cdot (L_w - \Delta_i)}$	

i : Terzband Nummer
f_m : Terzbandmittenfrequenzen in Hertz (internationale Normfrequenzen für Terzbänder)
Δ_i : Abschwächung bei der A-Bewertung [103]
L_w : linearer Schallleistungspegel
$L_{w,A}$: A-bewerteter Schallleistungspegel

A10 H_{ik}-Koeffizienten ausgewählter Flugzeugtypen

A320

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.039E+00	3.014E-02	-7.813E-02	-1.179E-02	6.723E-02	-6.024E-02	-1.039E+00	3.014E-02
k=2	1.298E+02	-4.936E+00	-8.790E-01	1.953E+01	-1.036E+00	-9.023E+00	1.298E+02	-4.936E+00
k=3	-3.133E-03	-3.473E-05	1.679E-04	-1.211E-03	-1.028E-03	8.632E-04	-3.133E-03	-3.473E-05
k=4	1.498E-07	-6.295E-09	5.587E-08	1.094E-07	5.046E-08	-4.901E-08	1.498E-07	-6.295E-09

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.057E+00	-8.279E-03	-6.644E-02	-1.932E-02	5.279E-02	-2.355E-01	3.911E-03	2.776E-01
k=2	1.390E+02	-3.315E+00	-5.827E-01	3.117E+01	5.682E-01	-3.210E+01	-6.242E+00	1.163E+01
k=3	-2.886E-03	-7.099E-04	1.250E-03	-2.688E-04	-4.447E-03	-2.684E-03	3.664E-03	2.876E-03
k=4	1.457E-07	3.197E-08	-2.917E-08	-6.091E-08	4.401E-07	5.181E-07	-4.250E-07	-4.706E-07

B73S

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.039E+00	2.167E-03	-7.679E-02	1.545E-02	3.459E-02	-5.000E-02	-1.039E+00	2.167E-03
k=2	1.299E+02	-7.354E+00	1.335E+00	2.313E+01	-2.542E+00	-8.538E+00	1.299E+02	-7.354E+00
k=3	-3.481E-03	4.975E-04	-2.016E-04	-2.538E-03	-1.019E-03	9.145E-04	-3.481E-03	4.975E-04
k=4	1.635E-07	1.747E-08	9.605E-08	1.045E-07	1.038E-07	2.750E-09	1.635E-07	1.747E-08

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.043E+00	-2.657E-02	1.047E-02	2.866E-01	-1.519E-01	-9.712E-01	4.150E-02	6.877E-01
k=2	1.398E+02	-3.754E+00	-9.004E+00	1.079E+01	1.228E+01	1.832E+00	-5.322E+00	2.181E+00
k=3	-2.861E-03	-4.176E-04	1.403E-03	-2.557E-03	-1.498E-03	5.203E-03	1.176E-03	-3.085E-03
k=4	1.347E-07	3.798E-08	-6.704E-10	-2.087E-09	1.104E-07	6.465E-08	-1.489E-07	-6.270E-08

MD11

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.090E+00	8.952E-02	-5.614E-03	-1.673E-01	-4.257E-02	-8.814E-02	5.190E-02	1.160E-01
k=2	1.360E+02	-5.903E+00	4.366E+00	1.015E+01	-2.123E+00	2.641E+01	-1.293E+00	-2.383E+01
k=3	-3.173E-03	-9.374E-04	-3.216E-04	8.595E-03	-3.125E-03	-1.933E-02	3.097E-03	1.148E-02
k=4	1.915E-07	8.320E-08	6.056E-08	-7.581E-07	2.736E-07	1.689E-06	-2.968E-07	-9.636E-07

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.057E+00	2.120E-02	1.408E-02	-6.780E-02	-1.270E-01	-7.980E-02	1.104E-01	1.223E-01
k=2	1.469E+02	-5.832E+00	-6.940E+00	2.370E+01	7.517E+00	-2.548E+01	-9.405E+00	1.527E+01
k=3	-2.779E-03	-3.053E-04	-1.259E-04	3.429E-04	2.318E-03	-2.699E-03	-1.784E-03	2.068E-03
k=4	1.460E-07	-1.268E-08	1.119E-07	-3.012E-08	-2.493E-07	2.939E-07	1.230E-07	-2.352E-07

Anhang A10 (Forts.)

MD83

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.039E+00	-2.485E-03	-1.282E-01	-2.169E-01	8.502E-02	1.854E-01		
k=2	1.300E+02	-6.787E+00	1.034E+01	3.371E+01	-1.202E+01	-2.437E+01		
k=3	-2.897E-03	-7.131E-04	3.505E-04	-3.618E-04	-3.852E-04	7.852E-04		
k=4	1.441E-07	8.342E-08	1.200E-09	-1.865E-08	3.853E-08	-4.313E-08		

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.035E+00	-9.200E-03	-3.274E-02	8.114E-02	1.811E-01	-2.394E-01	-1.824E-01	1.885E-01
k=2	1.450E+02	-1.067E+01	-5.623E+00	2.701E+01	1.303E+01	-4.817E+01	-1.548E+01	3.446E+01
k=3	-3.389E-03	-4.790E-04	2.751E-04	-4.050E-05	-1.120E-03	1.234E-03	1.935E-03	-1.711E-03
k=4	1.703E-07	2.967E-08	3.979E-09	-1.517E-08	1.362E-07	-2.278E-07	-1.795E-07	2.588E-07

RJ100

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.086E+00	4.756E-02	1.010E-01	-2.953E-01	-4.990E-01	6.309E-01	4.063E-01	-4.805E-01
k=2	1.288E+02	-8.912E+00	-2.937E+00	4.166E+01	9.471E+00	-6.102E+01	-8.809E+00	3.497E+01
k=3	-3.722E-03	1.753E-05	-1.721E-04	4.014E-04	2.834E-03	-2.739E-03	-1.992E-03	2.370E-03
k=4	2.219E-07	3.533E-08	8.898E-09	1.320E-10	-8.079E-09	-1.136E-07	-1.510E-08	1.069E-07

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.070E+00	-2.755E-02	1.689E-02	1.208E-01	-4.614E-03	-4.704E-01	-1.920E-02	3.741E-01
k=2	1.351E+02	-4.281E+00	-1.034E+00	1.448E+01	7.449E-02	-2.472E+00	-5.396E+00	-1.577E+00
k=3	-3.185E-03	-3.981E-04	1.271E-03	-2.101E-03	-2.242E-03	8.394E-05	2.146E-03	1.169E-03
k=4	1.831E-07	7.118E-08	-1.044E-07	3.029E-09	3.774E-07	2.799E-07	-3.291E-07	-2.599E-07

SB20

LAP: Landung vollständig konfiguriert

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.077E+00	2.102E-02	7.792E-02	-9.205E-03	-1.840E-01	-4.465E-02	1.376E-01	4.903E-05
k=2	1.241E+02	-7.005E-01	-8.050E+00	1.656E+01	1.704E+01	-1.501E+01	-1.016E+01	3.624E+00
k=3	-2.991E-03	3.475E-04	-2.309E-03	-1.365E-03	6.551E-03	-8.360E-04	-4.661E-03	2.077E-03
k=4	2.143E-07	2.029E-08	4.520E-08	-2.471E-07	-2.960E-07	6.756E-07	2.439E-07	-4.453E-07

SVG: Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM ≤ 85% MTOM)

i =	0	1	2	3	4	5	6	7
k=1	-1.052E+00	2.672E-02	1.348E-02	-1.052E-01	-1.168E-01	1.874E-01	7.518E-02	-1.159E-01
k=2	1.262E+02	3.129E+00	1.761E+00	-2.948E+00	-1.193E+01	1.428E+00	9.868E+00	4.807E+00
k=3	-1.797E-03	1.031E-03	-4.348E-04	-2.391E-03	4.253E-04	3.613E-04	-1.353E-03	1.430E-03
k=4	1.181E-07	-1.147E-07	1.687E-08	4.037E-07	2.933E-08	-4.767E-07	5.033E-08	1.394E-07

A11 Normspektren ausgewählter Flugzeugtypen

A11.1 Zahlenwerte für Landung

A) Spektrum des Ereignispegels für Überflug in Höhe von 305 m für standardatmosphärische Bedingungen (15°C, 70%), A-bewertet.

f_m	A320			B73S			B7474			MD11			MD83			SF34		
	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*
25	26.1	3.3	27	26.2	4.5	10	27.0	6.3	2	32.6	6.2	9	24.8	5.6	6	24.9	7.7	13
32	34.3	2.2	31	35.8	2.1	11	42.3	0.6	2	43.8	2.2	9	33.4	10.3	6	27.8	5.3	14
40	42.3	2.7	32	43.8	2.1	12	50.0	1.6	2	52.9	2.2	9	40.9	1.3	6	32.9	4.0	17
50	46.5	1.8	32	48.4	3.0	12	55.1	1.8	2	56.3	1.8	9	46.3	1.4	6	37.1	3.8	18
63	51.9	2.5	32	52.7	2.3	12	56.7	3.6	2	59.8	2.5	9	50.9	2.7	6	41.2	2.8	18
80	57.5	2.7	30	56.3	3.8	12	62.1	1.0	2	64.1	2.1	9	55.3	1.4	6	53.7	2.7	20
100	59.0	2.4	30	58.6	4.8	12	65.3	0.6	2	66.0	2.6	9	58.6	1.9	6	68.8	3.6	20
125	61.1	1.5	31	61.7	1.9	12	68.4	0.3	2	68.9	2.4	9	62.9	1.0	6	61.5	2.7	20
160	64.7	1.6	32	63.9	2.0	12	71.0	0.3	2	71.4	1.9	9	67.7	1.7	6	59.3	1.4	20
200	69.2	1.8	32	66.9	1.9	12	72.6	0.4	2	73.9	2.3	9	70.4	2.2	6	70.5	3.1	20
250	70.4	1.7	32	68.7	2.0	12	74.5	0.2	2	75.0	1.7	9	73.0	2.4	6	65.3	1.5	20
315	71.5	1.9	32	71.1	2.0	12	76.3	0.4	2	76.2	1.5	9	75.0	2.2	6	68.9	1.8	20
400	73.7	2.2	32	73.3	1.6	12	79.0	0.9	2	77.7	1.2	9	75.1	1.9	6	68.5	1.7	20
500	76.0	2.4	32	74.5	1.6	12	80.3	0.7	2	78.7	1.2	9	75.2	1.5	6	68.9	1.7	20
630	76.4	2.0	32	76.7	1.7	12	80.7	0.7	2	79.5	1.2	9	76.0	1.5	6	70.1	2.1	20
800	76.5	2.0	32	78.2	1.8	12	80.9	0.0	2	80.7	1.4	9	76.4	1.8	6	71.5	2.2	20
1000	76.5	1.5	32	77.1	1.8	12	81.4	0.0	2	81.8	1.6	9	76.4	2.0	6	72.6	2.0	20
1250	75.9	1.7	32	77.1	1.8	12	81.6	0.2	2	81.1	1.2	9	76.1	2.0	6	73.5	2.0	20
1600	74.3	1.6	32	76.2	2.1	12	81.7	0.9	2	81.5	1.5	9	75.8	2.6	6	74.0	2.0	20
2000	73.9	2.3	32	76.8	3.2	12	81.0	0.0	2	81.6	2.0	9	74.8	2.8	6	73.9	1.9	20
2500	71.5	2.0	32	78.4	5.4	12	80.2	0.4	2	81.4	2.0	9	73.7	3.3	6	73.1	1.8	20
3150	69.7	3.5	32	72.1	3.5	12	79.4	0.4	2	79.3	1.9	9	73.7	3.9	6	71.3	1.8	20
4000	67.2	2.4	32	69.6	3.9	12	77.0	0.1	2	77.2	2.0	9	71.7	2.5	6	68.1	1.8	20
5000	64.4	2.9	32	67.4	5.5	12	71.8	1.5	2	73.1	2.3	9	67.0	4.3	6	63.5	1.9	20

B) Überflug in 305 Metern Höhe: Spektrum des Maximalpegels für standardatmosphärische Bedingungen (15°C, 70%), A-bewertet.

f_m	A320			B73S			B7474			MD11			MD83			SF34		
	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*
25	22.1	5.9	25	21.5	6.9	10			0	20.7	3.5	6	21.8	11.4	2	23.9	8.4	12
32	26.9	4.5	30	27.0	5.4	11	36.2	4.0	2	32.8	4.1	9	29.6	6.0	4	18.1	7.4	11
40	35.1	5.0	32	32.9	3.8	12	37.8	5.0	2	40.2	3.5	9	33.0	4.0	6	29.8	8.8	15
50	35.9	5.7	29	39.4	5.2	11	44.7	1.7	2	47.7	7.0	9	35.8	4.1	6	32.3	6.2	12
63	43.7	5.1	31	42.6	5.0	11	47.9		1	48.4	3.7	9	41.9	7.2	5	34.3	5.0	16
80	50.7	5.0	30	46.1	4.9	12	52.2	1.4	2	53.2	5.9	9	44.6	2.8	6	46.8	4.8	20
100	47.1	3.2	30	47.5	4.6	12	55.3	0.4	2	55.6	4.4	9	48.7	4.2	6	64.4	9.3	20
125	52.1	3.2	30	51.8	1.6	12	61.7	1.5	2	56.6	4.0	9	53.9	4.4	6	51.0	5.1	19
160	56.9	3.2	32	55.7	3.7	12	66.5	5.1	2	61.1	2.1	9	59.1	4.1	6	51.9	2.6	19
200	60.6	3.6	32	57.1	2.9	12	63.0	0.5	2	64.8	3.5	9	63.1	3.6	6	65.7	5.3	19
250	62.9	3.5	32	60.5	2.1	12	66.6	2.7	2	66.2	1.7	9	63.7	4.5	6	59.1	3.3	20
315	63.8	2.9	32	64.5	2.4	12	66.4	1.0	2	67.4	2.4	9	68.4	4.7	6	62.5	4.7	20
400	67.5	3.4	32	67.1	3.3	12	71.8	0.9	2	69.6	1.2	9	69.2	4.7	6	61.0	3.2	20
500	70.4	3.4	32	67.4	1.9	12	73.4	0.5	2	70.2	1.3	9	67.9	2.9	6	60.9	2.0	20
630	70.6	3.4	32	70.2	1.7	12	73.1	0.6	2	71.7	0.8	9	69.5	2.9	6	61.4	2.0	20
800	70.3	2.7	32	73.5	2.1	12	73.4	1.3	2	72.7	2.5	9	70.1	2.5	6	63.0	1.8	20
1000	70.0	2.3	32	71.6	1.3	12	72.5	0.3	2	76.0	4.6	9	69.5	2.5	6	64.6	2.1	20
1250	68.8	2.1	32	72.1	1.8	12	73.6	1.8	2	71.9	1.5	9	69.5	2.6	6	66.2	1.9	20
1600	67.6	2.5	32	69.7	2.6	12	76.1	3.5	2	73.1	3.0	9	69.8	3.4	6	66.6	1.7	20
2000	66.9	3.2	32	69.1	3.8	12	72.1	0.9	2	73.5	2.5	9	68.8	4.0	6	67.3	2.0	20
2500	64.0	2.7	32	76.7	7.3	12	72.8	0.2	2	74.5	2.3	9	68.4	4.8	6	67.3	2.0	20
3150	63.0	3.2	31	65.9	4.4	12	72.7	0.3	2	72.7	3.0	9	71.2	7.3	6	65.7	2.3	20
4000	60.7	3.2	32	63.4	4.4	12	69.8	1.7	2	70.8	2.5	9	65.6	6.1	6	62.4	2.0	20
5000	58.6	3.7	31	60.8	4.2	12	65.7	0.4	2	67.8	3.5	9	61.2	4.6	6	57.9	2.3	20

A11.2 Zahlenwerte beim Start ohne Unterscheidung nach Abfluggewicht

A) Spektrum des Ereignispegels für Überflug in Höhe von 305 m für standardatmosphärische Bedingungen (15°C, 70%), A-bewertet.

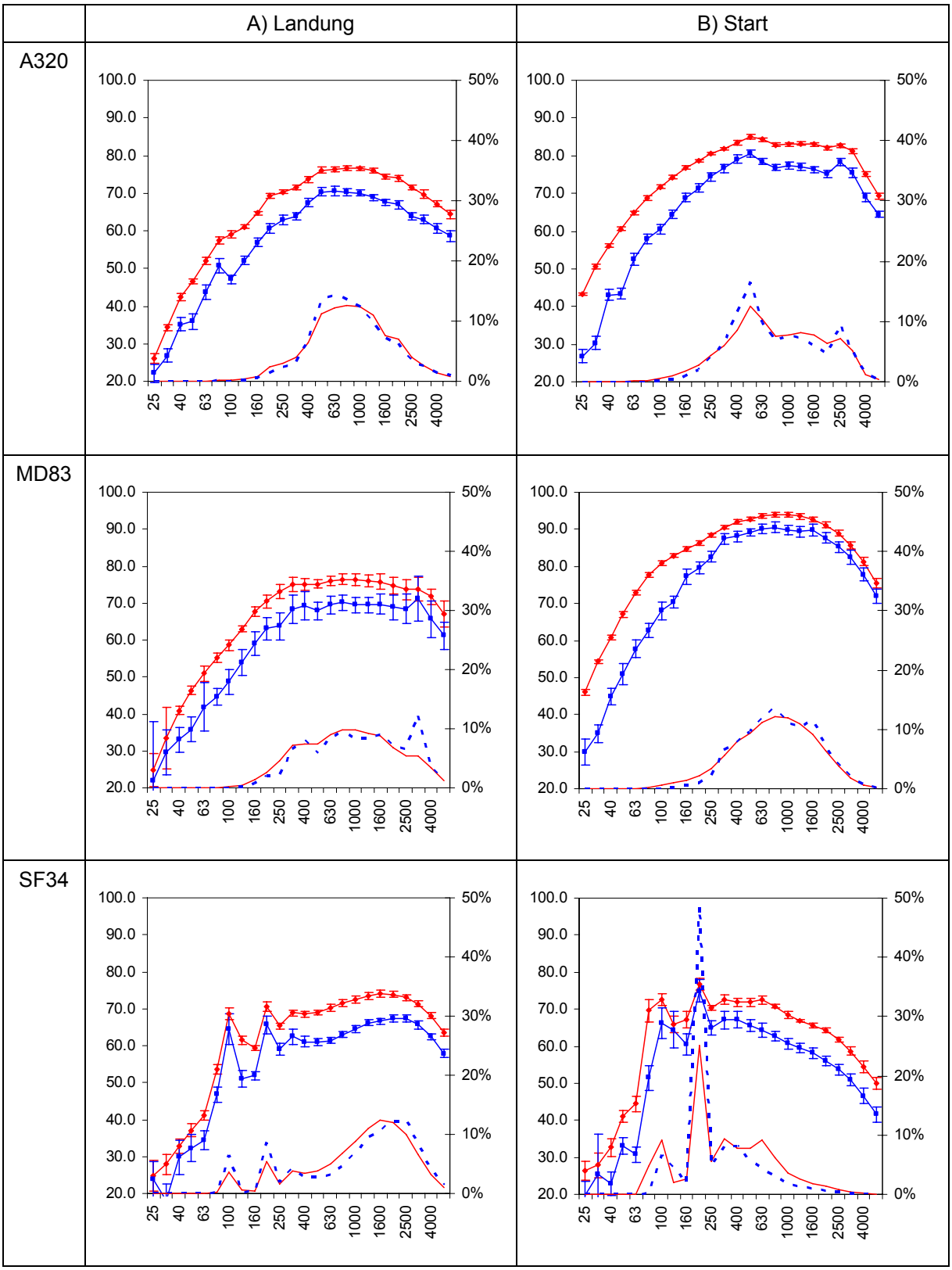
f_m	A320			B73S			B7474			MD11			MD83			SF34		
	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*	L_{Ai}	*SD*	*N*
25	43.3	1.3	40	43.5	1.4	17	51.8	2.5	8	54.5	2.4	36	46.0	1.4	14	26.5	4.9	15
32	50.7	2.3	40	50.8	1.6	17	58.2	2.8	8	62.0	2.7	36	54.3	0.9	14	27.8	5.5	10
40	56.1	1.4	40	57.0	1.8	17	64.3	2.5	8	66.8	2.3	36	60.8	1.2	14	32.6	4.9	16
50	60.6	1.5	40	62.0	1.3	17	69.7	3.2	8	71.0	2.3	36	67.1	1.6	14	41.1	3.2	15
63	64.9	1.5	40	65.8	1.3	17	72.9	3.2	8	74.9	2.1	36	73.0	1.3	14	44.4	4.1	15
80	68.8	1.6	40	70.5	1.3	17	76.5	3.7	8	78.7	3.0	36	77.7	1.1	14	69.7	6.2	17
100	71.8	1.3	40	74.8	1.7	17	79.7	3.8	8	81.9	3.0	36	80.8	1.3	14	72.5	3.3	17
125	74.3	1.2	40	77.3	1.1	17	82.3	3.1	8	84.3	3.0	36	82.8	1.0	14	65.9	4.5	17
160	76.8	1.4	40	79.5	1.4	17	84.7	3.1	8	86.3	3.1	36	84.7	1.0	14	67.1	4.4	17
200	78.6	1.3	40	81.3	1.5	17	86.8	3.0	8	88.1	2.9	36	86.3	1.0	14	76.9	3.2	17
250	80.5	1.2	40	82.9	1.6	17	88.4	3.0	8	89.8	2.9	36	88.4	1.0	14	70.4	1.5	17
315	81.8	1.5	40	84.4	1.4	17	89.8	3.1	8	91.0	3.0	36	90.6	1.0	14	72.6	2.7	17
400	83.5	1.7	40	85.4	1.5	17	90.6	3.4	8	91.8	2.9	36	92.1	1.1	14	71.8	2.6	17
500	85.1	1.8	40	86.2	1.5	17	91.4	3.3	8	92.5	2.7	36	92.8	1.0	14	71.8	2.3	17
630	84.3	1.6	40	85.9	1.4	17	92.2	3.5	8	93.1	3.2	36	93.5	1.1	14	72.5	2.2	17
800	82.9	1.5	40	85.4	1.4	17	92.1	3.9	8	92.7	3.1	36	93.9	1.2	14	70.8	1.2	17
1000	83.1	1.6	40	84.5	1.6	17	91.8	3.8	8	92.2	2.9	36	93.9	1.3	14	68.5	1.9	17
1250	83.3	1.4	40	83.8	1.6	17	91.2	3.4	8	91.7	2.8	36	93.5	1.4	14	66.9	0.8	16
1600	83.0	1.6	40	83.3	1.5	17	90.5	3.1	8	91.0	2.6	36	92.7	1.5	14	65.5	1.1	16
2000	82.1	1.5	40	82.2	1.6	17	90.7	2.3	8	91.1	2.0	36	91.1	1.5	14	64.2	1.3	16
2500	82.6	1.3	40	80.5	1.4	17	90.3	2.0	8	90.1	2.7	36	88.9	1.6	14	61.8	1.5	16
3150	81.2	1.8	40	78.9	1.1	17	87.3	3.2	8	87.1	2.8	36	85.7	1.8	14	58.7	2.3	17
4000	75.1	1.7	40	75.2	1.5	17	85.0	2.0	8	84.0	2.2	36	81.3	2.0	14	54.4	3.2	16
5000	69.2	2.1	40	69.1	1.6	17	78.3	2.5	8	78.8	3.1	36	75.4	2.4	14	50.0	3.5	17

B) Überflug in 305 Metern Höhe: Spektrum des Maximalpegels für standardatmosphärische Bedingungen (15°C, 70%), A-bewertet.

f_m	A320			B73S			B7474			MD11			MD83			SF34		
	L_{Ai}	SD	N	L_{Ai}	SD	N	L_{Ai}	SD	N	L_{Ai}	SD	N	L_{Ai}	SD	N	L_{Ai}	SD	N
25	26.8	5.2	39	28.3	3.7	15	37.4	8.3	8	38.6	5.5	36	29.9	6.6	14	19.7	6.5	11
32	30.3	5.2	37	33.5	5.0	15	44.8	6.6	8	43.4	5.1	36	34.8	4.4	13	25.3	9.4	3
40	43.1	4.7	40	43.6	4.6	17	51.4	3.5	8	53.3	5.4	36	44.9	4.3	14	22.9	4.3	7
50	43.4	4.2	40	47.0	4.0	17	58.6	7.9	8	58.0	4.9	36	50.8	5.3	14	33.1	4.5	15
63	52.5	4.8	40	56.7	4.6	17	60.5	4.9	8	63.6	4.9	36	57.7	4.3	14	30.8	3.4	10
80	57.9	4.1	40	61.2	3.8	17	65.5	5.0	8	67.3	4.3	35	62.7	3.4	14	51.5	7.0	17
100	60.5	4.0	40	66.1	4.7	17	68.6	3.2	8	72.3	3.9	36	68.0	4.2	14	66.3	8.7	17
125	64.5	3.5	40	67.7	3.6	17	72.6	5.1	8	75.2	3.8	36	70.4	2.8	14	64.4	9.7	15
160	68.9	3.4	40	72.7	4.2	17	79.4	4.5	8	79.1	4.1	36	77.3	3.9	14	60.5	5.9	17
200	71.4	3.3	40	75.6	3.5	17	81.7	5.0	8	82.1	4.1	36	79.6	2.8	14	74.9	6.3	17
250	74.4	3.5	40	78.6	3.5	17	83.0	3.9	8	84.7	4.3	36	82.6	2.9	14	64.9	4.2	17
315	76.6	3.4	40	80.0	2.4	17	83.7	3.8	8	87.6	5.3	36	87.5	2.7	14	67.1	4.9	17
400	79.1	3.8	40	81.5	2.4	17	85.1	3.9	8	87.3	3.7	36	88.2	2.7	14	67.2	4.5	17
500	80.7	3.0	40	82.9	2.4	17	86.1	4.0	8	88.3	3.6	36	89.1	1.8	14	65.6	3.2	17
630	78.4	2.6	40	81.7	2.2	17	88.2	4.8	8	89.0	4.1	36	90.0	2.3	14	64.4	4.0	17
800	76.9	2.7	40	80.9	2.5	17	87.1	4.9	8	88.0	3.8	36	90.6	2.8	14	62.8	2.5	17
1000	77.4	2.8	40	80.5	3.1	17	86.5	4.3	8	87.8	4.1	36	89.8	2.4	14	60.7	2.8	16
1250	77.0	2.7	40	79.6	3.2	17	86.0	3.8	8	87.0	3.9	36	89.4	2.7	14	59.4	2.6	16
1600	76.3	2.8	40	78.5	2.5	17	85.5	4.4	8	86.5	3.6	36	89.9	2.9	14	58.1	2.9	16
2000	75.1	2.9	40	77.4	2.5	17	85.9	3.3	8	87.1	2.8	36	87.7	2.7	14	56.1	2.4	16
2500	78.4	3.2	40	75.5	2.5	17	84.1	4.5	8	86.0	3.9	36	85.2	2.5	14	53.7	2.8	16
3150	75.4	4.2	40	73.7	2.6	17	83.2	4.6	8	83.2	3.6	36	82.3	3.6	14	50.9	3.3	17
4000	68.9	3.2	40	68.8	2.4	17	81.1	3.3	8	80.5	2.7	36	77.8	3.4	14	46.5	3.9	15
5000	64.5	2.9	40	65.2	2.9	17	74.1	4.0	8	75.6	3.6	36	72.0	3.5	14	41.5	4.2	16

L_{Ai}: A-bewerteter Pegel im Frequenzband i; *SD* : Standard Deviation, dB; *N*: Anzahl Werte

A11.3 Grafische Darstellung am Beispiel dreier Flugzeugtypen



Punkte und Fehlerbalken zeigen Pegelwerte pro Terzband für L_{AE} (rot) und $L_{A,max}$ (blau); die Fehlerbalken entsprechen $2 \cdot SE$.
Restliche Linien: Energieanteile je Terzband für L_{AE} (rot, ausgezogen) und $L_{A,max}$ (blau, gestrichelt).

A12 Luft- und Zusatzdämpfung

A12.1 Spektrale Luftdämpfungskoeffizienten für Standardbedingungen

i =	f_m		$\alpha_{0,i}$		
	Oktave	Terz	ISO 9613-1	AzB	SAE ARP 866
1		25 Hz	0.02 dB/km		
2	31.5 Hz	31.5 Hz	0.03 dB/km		
3		40 Hz	0.04 dB/km		
4		50 Hz	0.07 dB/km		0.24 dB/km
5	63 Hz	63 Hz	0.10 dB/km	0.33 dB/km	0.30 dB/km
6		80 Hz	0.17 dB/km		0.38 dB/km
7		100 Hz	0.25 dB/km		0.47 dB/km
8	125 Hz	125 Hz	0.38 dB/km	0.66 dB/km	0.59 dB/km
9		160 Hz	0.57 dB/km		0.76 dB/km
10		200 Hz	0.82 dB/km		0.94 dB/km
11	250 Hz	250 Hz	1.12 dB/km	1.30 dB/km	1.18 dB/km
12		315 Hz	1.50 dB/km		1.49 dB/km
13		400 Hz	1.93 dB/km		1.90 dB/km
14	500 Hz	500 Hz	2.36 dB/km	2.30 dB/km	2.38 dB/km
15		630 Hz	2.83 dB/km		3.01 dB/km
16		800 Hz	3.40 dB/km		3.84 dB/km
17	1000 Hz	1000 Hz	4.08 dB/km	4.90 dB/km	4.82 dB/km
18		1250 Hz	5.02 dB/km		6.07 dB/km
19		1600 Hz	6.58 dB/km		7.85 dB/km
20	2000 Hz	2000 Hz	8.78 dB/km	10.20 dB/km	10.00 dB/km
21		2500 Hz	12.16 dB/km		13.20 dB/km
22		3150 Hz	17.63 dB/km		17.93 dB/km
23	4000 Hz	4000 Hz	26.61 dB/km	25.60 dB/km	25.06 dB/km
24		5000 Hz	39.76 dB/km		29.84 dB/km

i : Terzband Nummer
f_m : Oktavband, resp. Terzband Mittenfrequenzen, Hz
α_0 : Luftdämpfungskoeffizient für Standardbedingungen (siehe unten), dB/km

Standardbedingungen:

Lufttemperatur von 15°C, relative Feuchte von 70% und Luftdruck von 1013.25 hPa

A12.2 Formeln zur Ermittlung verschiedener Grössen aus H_{ik}-Koeffizienten

Basisfunktion:

$$L_A(r,\theta) = \sum_{i=0}^{7} \left(H_{i1} \cdot 20\log(r) + H_{i2} + H_{i3} \cdot r + H_{i4} \cdot r^2 \right) \cdot \cos^i(\theta) \quad \text{[dB]}$$

Luftdämpfung für A-Pegel:

Stützwerte für verschiedene Distanzen und Polarwinkel:

$$A_{atm,A}(r_0, r_i, \theta_j) = L_A(r_i, \theta_j) - L_A(r_0, \theta_j) - 20 \cdot \lg\left(\frac{r_i}{r_0}\right) \quad \text{[dB]}$$

mit: r_0 = 1 m

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 30°$; mit: $0° \leq \theta_j \leq 180°$

für: $r_{i+1} = r_i + 300$ m; mit: 300 m $\leq r_i \leq$ 4500 m

Mittelwert im Polarwinkelbereich zwischen 60°und 120° für verschiedene Distanzen:

$$A_{atm,A}(r_i) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} A_{atm,A}\left(r_0, r_i, \theta_j\right) \quad \text{[dB]}$$

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 30°$; mit: $60° \leq \theta_j \leq 120°$

Unsicherheit im Polarwinkelbereich zwischen 60°und 120° für verschiedene Distanzen:

$$u_{atm}(r_i) = \sqrt{\left(\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^{n} A_{atm,A}\left(r_i, \theta_j\right) - A_{atm,A}(r_i) \right)^2 + \left(0.1 \cdot A_{atm,A}(r_i)\right)^2} \quad \text{[dB]}$$

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 30°$; mit: $60° \leq \theta_j \leq 120°$

Luftdämpfungskoeffizienten für A-Pegel:

Stützwerte für verschiedene Distanzen und Polarwinkel:

$$\alpha_A(r_i, r_{i+1}, \theta_j) = \frac{1}{r_{i+1} - r_i} \left(L_A(r_i, \theta_j) + 20 \cdot \lg(r_i) - L_A(r_{i+1}, \theta_j) - 20 \cdot \lg(r_{i+1}) \right) \quad \text{[dB/m]}$$

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 30°$; mit: $0° \leq \theta_j \leq 180°$

für: $r_{i+1} = r_i + 300$ m; mit: 300 m $\leq r_i \leq$ 4500 m

Mittelwert im Polarwinkelbereich zwischen 60°und 120° für verschiedene Distanzen:

$$\alpha_A(r_i) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \alpha_A\left(r_i, r_{i+1}, \theta_j\right) \quad \text{[dB/m]}$$

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 30°$; mit: $60° \leq \theta_j \leq 120°$

A12.2 (Forts.)

A-bewertete Schallleistungspegel L_{wA}:

Definition:

$$L_{wA} = 10 \cdot \lg\left(\frac{P_A}{P_0}\right) \quad [\text{dB}]$$

mit: $P_0 = 10^{-12}$ [W]

Schallleistung pro diskretem Oberflächenelement in Referenzdistanz:

$$P_A = \sum P_{Aj} = \sum_{j=1}^{n} S\left(r_{ref}, \theta_j\right) \cdot I_A(\theta_j, r_{ref}) \quad [\text{W}]$$

für: r_{ref} = 305 m

für: $\theta_{j+1} = \theta_j + 5°$; mit: $0° \leq \theta_j \leq 180°$

Grösse des Oberflächenelements $S(r_{ref},\theta_j)$:

$$S(r_{ref}, \theta_j) = m \cdot r_{ref}^2 \cdot \sin\left(\theta_j\right) \cdot \Delta\phi \cdot \Delta\theta \quad [\text{m}^2]$$

mit: $\Delta\phi = \Delta\theta = \frac{5°}{180°} \cdot \pi = 0.0873$

mit: $m = \frac{180°}{5°} \cdot 2 = 72$

Grösse der Intensität $I_A(r_{ref},\theta_j)$ pro Oberlächenelement:

$$I_A\left(r_{ref}, \theta_j\right) = I_0 \cdot 10^{0.1 \cdot \left(L_A\left(r_{ref}, \theta_j\right) + A_{atm,A}\left(r_{ref}\right)\right)} \quad [\text{W/m}^2]$$

mit: $I_0 = 10^{-12}$ [W/m^2]

Richtwirkungskorrekturen für A-Pegel:

$$D_A(\theta) = L_A(r_{ref}, \theta) - \overline{L}_{p,A}(r_{ref})$$

mit: $\overline{L}_{p,A}(r_{ref}) = L_{w,A} - 11 - 20 \cdot \lg\left(\frac{r_{ref}}{r_0}\right) - A_{atm,A}\left(r_{ref}\right)$

A12.3 Parameter zur Berechnung der A-bewerteten Luftdämpfung

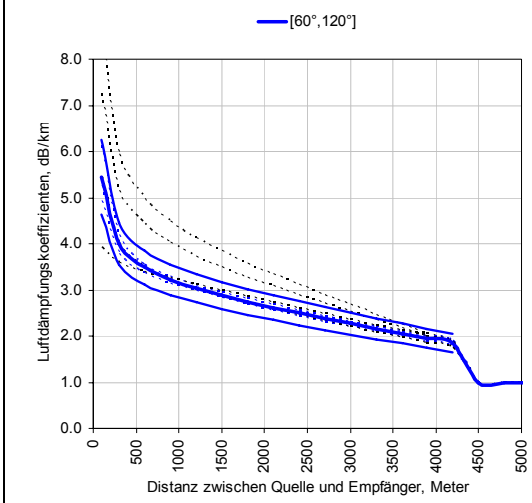
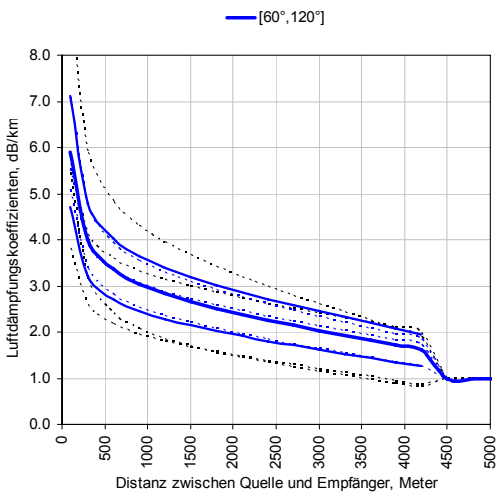
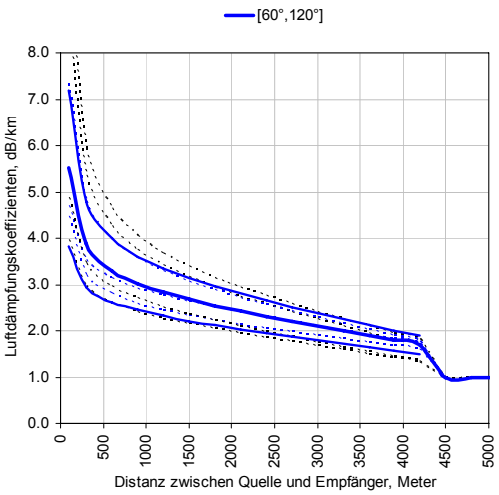
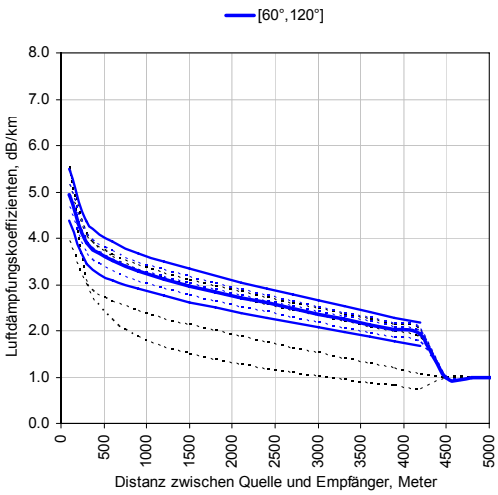
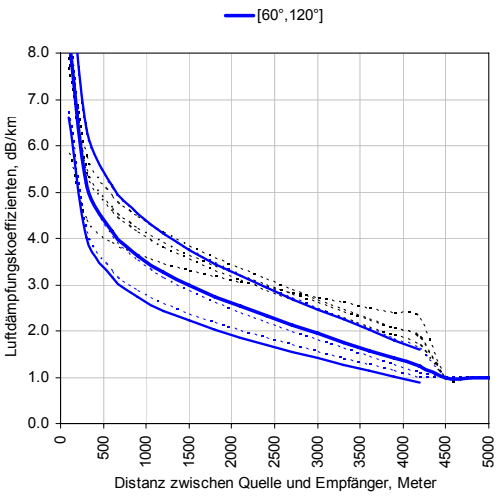
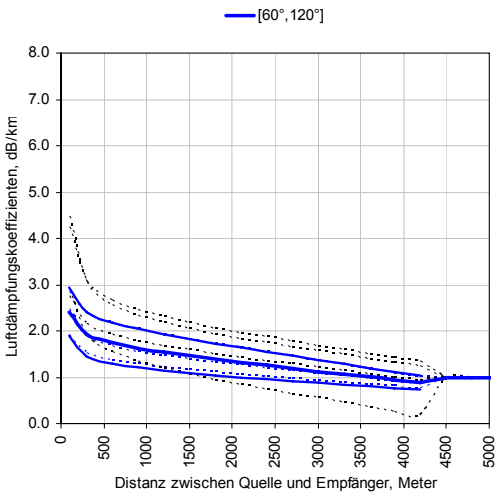
Die Parameter *m* und *b* liefern unter Anwendung der unterhalb der Tabelle stehenden Formel die mittlere atmosphärische Dämpfung für A-Pegel im Polarwinkelbereich von 60° bis 120° für verschiedene Distanzen. Die erhaltenen Dämpfungen gelten jedoch nur für Standardbedingungen mit einer isothermen Atmosphäre von 15°C und 70% relF.

TYP-RC	LAP: Landung vollständig konfiguriert			SVG: Start mit ATOM ≤ 85% MTOM			SFT: Start mit ATOM > 85% MTOM		
	m	*b*	*R2*	*m*	*b*	*R2*	*m*	*b*	*R2*
A109K	0.854	0.008	0.990	0.872	0.008	0.989			
A310	0.723	0.034	0.987						
A3103				0.739	0.025	0.988	0.759	0.021	0.988
A319	0.839	0.011	0.991	0.791	0.016	0.991			
A320	0.816	0.014	0.990	0.767	0.020	0.990	0.778	0.018	0.990
A321	0.778	0.019	0.990	0.765	0.020	0.990	0.766	0.021	0.990
A3302				0.702	0.036	0.987			
A340				0.784	0.018	0.989	0.780	0.020	0.988
A3406				0.742	0.026	0.988			
AS16	0.691	0.044	0.983	0.882	0.004	0.991			
AS332	0.846	0.007	0.989	0.872	0.008	0.988			
AT42	0.655	0.059	0.979	0.823	0.006	0.992			
B727	0.723	0.035	0.987						
B7272				0.784	0.019	0.990			
B727A				0.803	0.017	0.990			
B737	0.762	0.024	0.988						
B737A				0.857	0.010	0.990	0.872	0.010	0.989
B73F	0.814	0.015	0.989	0.804	0.013	0.991	0.838	0.010	0.991
B73S	0.828	0.014	0.990	0.807	0.013	0.991	0.820	0.012	0.991
B73V	0.850	0.011	0.990	0.782	0.016	0.991			
B7473	0.695	0.056	0.981	0.663	0.056	0.984	0.741	0.027	0.988
B7474	0.746	0.026	0.988	0.713	0.032	0.987	0.779	0.018	0.990
B757	0.731	0.032	0.987						
B7572				0.773	0.018	0.989			
B767	0.707	0.039	0.986						
B7672				0.691	0.041	0.986	0.755	0.022	0.989
B7673				0.691	0.041	0.986	0.768	0.019	0.990
BA11	0.779	0.026	0.989	0.787	0.024	0.990			
BE20				0.884	0.004	0.992			
BE30	0.784	0.015	0.989						
C550	0.719	0.036	0.985	0.826	0.013	0.989			
C650	0.719	0.036		0.817	0.015	0.990			
CL65	0.766	0.023	0.989	0.769	0.020	0.991			
D328	0.730	0.033	0.985	0.823	0.007	0.993			
DA20	0.571	0.160	0.973	0.798	0.020	0.988			
DA90	0.695	0.048	0.986	0.801	0.019	0.989			
DC10	0.674	0.054	0.985	0.703	0.036	0.988	0.703	0.036	0.988
DC3				0.823	0.007	0.992			
DC930	0.637	0.091	0.980	0.830	0.013	0.990	0.819	0.015	0.990
DC940				0.840	0.012	0.990			
DH8	0.652	0.079	0.976	0.823	0.006	0.992			
FK50	0.653	0.068	0.981	0.809	0.009	0.991			
FK70	0.763	0.021	0.988	0.816	0.015	0.989			
HS257	0.735	0.032	0.987	0.772	0.023	0.990			
LR30				0.722	0.038	0.988			
LR35	0.690	0.041	0.986						
LR50				0.752	0.029	0.988			
MD11	0.724	0.033	0.987	0.769	0.018	0.990	0.789	0.016	0.990
MD80	0.782	0.018	0.990	0.866	0.009	0.990	0.861	0.010	0.990
MD83	0.791	0.016	0.990	0.867	0.009	0.990	0.855	0.010	0.990
MD87	0.785	0.017	0.991	0.873	0.008	0.990			
RJ100	0.749	0.028	0.987	0.764	0.021	0.989			
SA316	0.889	0.006	0.991	0.882	0.008	0.991			
SB20	0.748	0.024	0.987	0.724	0.019	0.989			
SF34	0.691	0.044	0.983	0.882	0.004	0.991			
TU34A	0.762	0.024		0.777	0.024	0.990			
TU54B	0.621	0.102	0.980	0.762	0.024	0.989			
TU54M	0.625	0.089	0.978	0.745	0.026	0.989			
YK42				0.799	0.026	0.983			

Substitutionen bei VG: B707F durch B7272; ; FK10 durch FK70
Substitutionen bei AP: C650 durch C550; FK10 durch FK70; TU34A durch B737

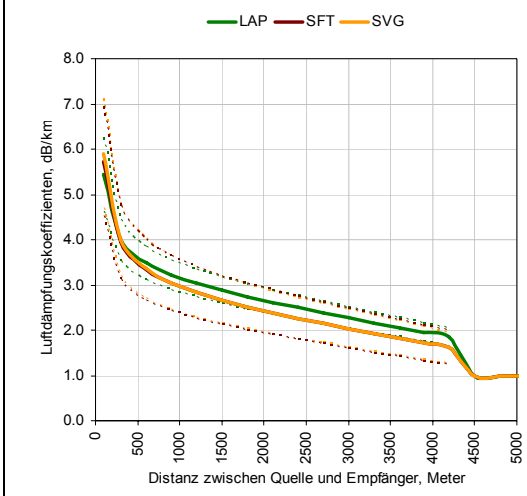
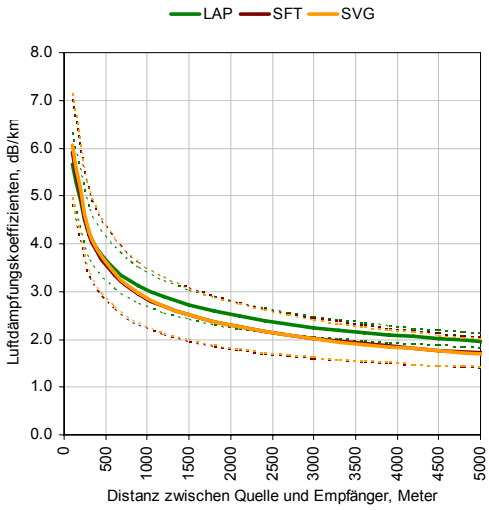
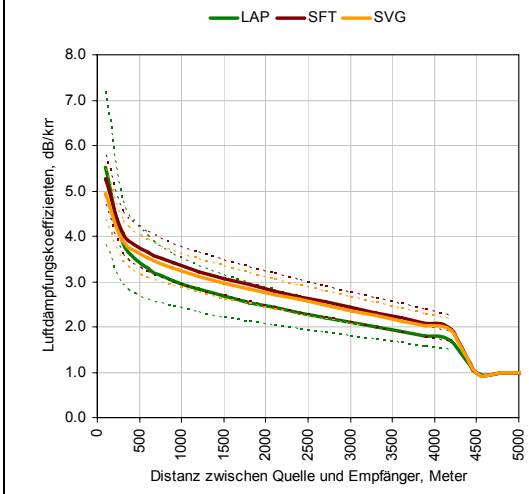
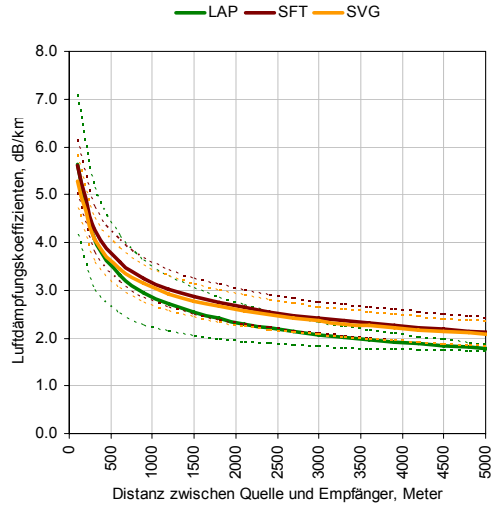
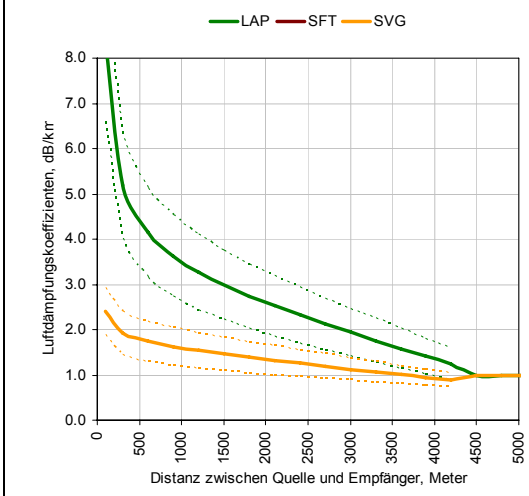
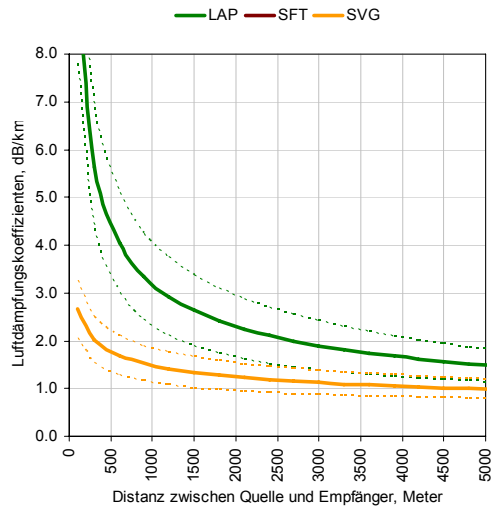
$$A_{atm,A} = b \cdot r^m$$

A12.4 Luftdämpfungskoeffizienten (A-bewertet) in Funktion der Distanz

	LAP: Landung vollständig konfiguriert	SVG: Start mit ATOM ≤ 85% MTOM
A320		
MD83		
SF34		

Luftdämpfungskoeffizienten für A-Pegel und verschiedene Polarwinkelbereiche (gestrichelte Linien), resp. Mittelwert und Standardabweichung für Polarwinkelbereich von 60° bis 120° (fett ausgezogene Linien). Die dargestellten Dämpfungskoeffizienten gelten für Standardbedingungen mit einer isothermen Atmosphäre von 15°C und 70% relF.

Anhang A12.4 (Forts.)

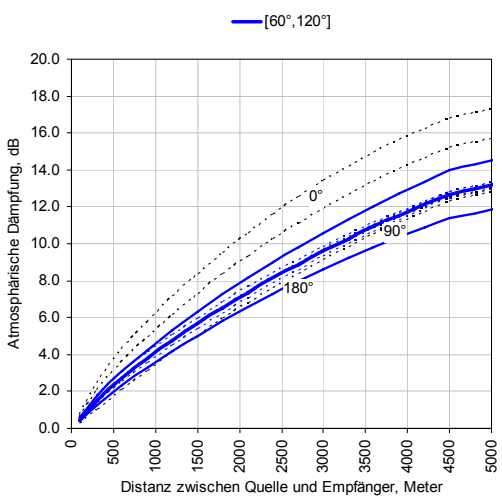
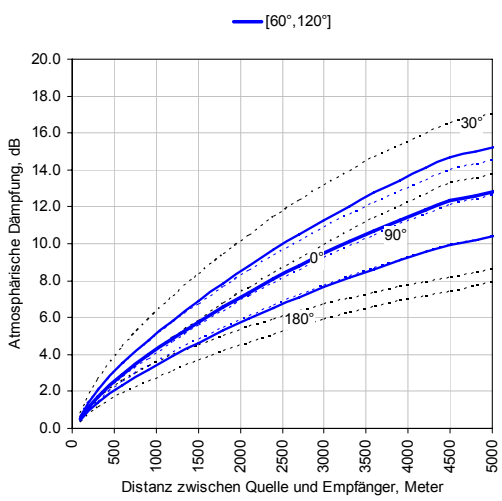
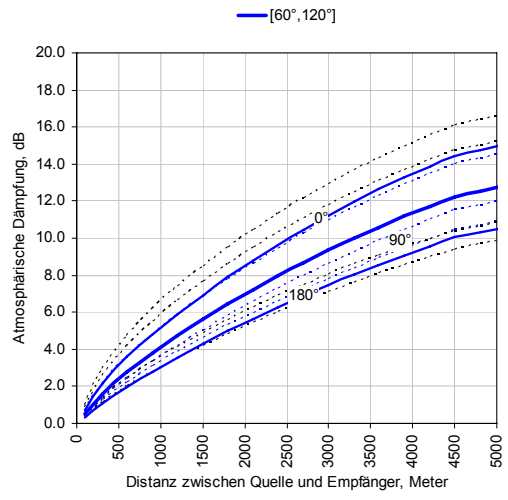
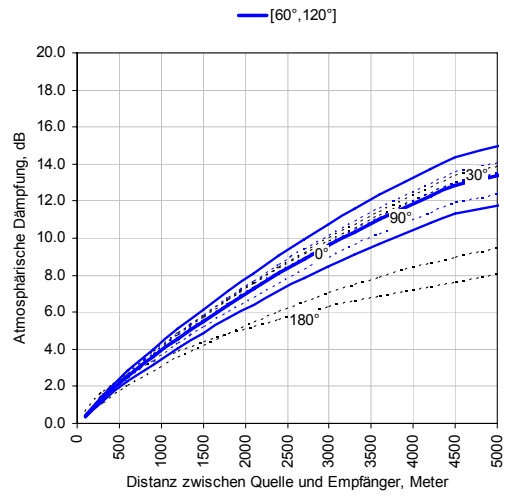
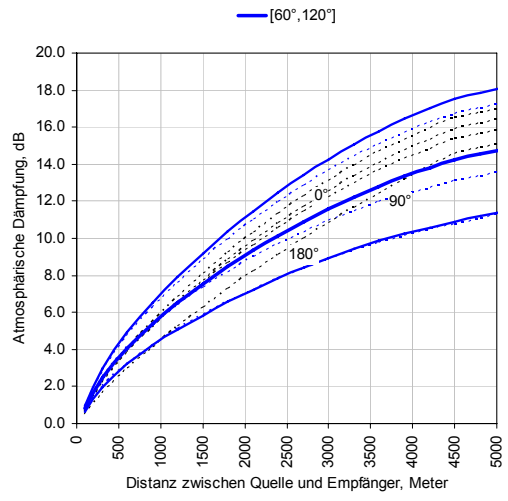
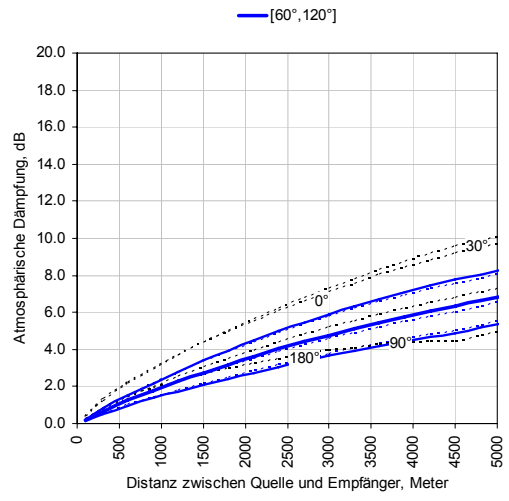
	Verlauf unter Verwendung der Hik-Koeff.	Parametrisierter Verlauf *: $\alpha_A = b \cdot m \cdot r^{m-1}$
A320		
MD83		
SF34		

LAP SFT SVG
Luftdämpfungskoeffizienten, dB/km
0.0 1.0 2.0 3.0 4.0 5.0 6.0 7.0 8.0
0 500 1000 1500 2000 2500 3000 3500 4000 4500 5000
Distanz zwischen Quelle und Empfänger, Meter

* Erste Ableitung der Funktion $A_{atm,A} = b \cdot r^m$; Parameter *m* und *b* sind in Tabelle von Anhang A12.3 gegeben.

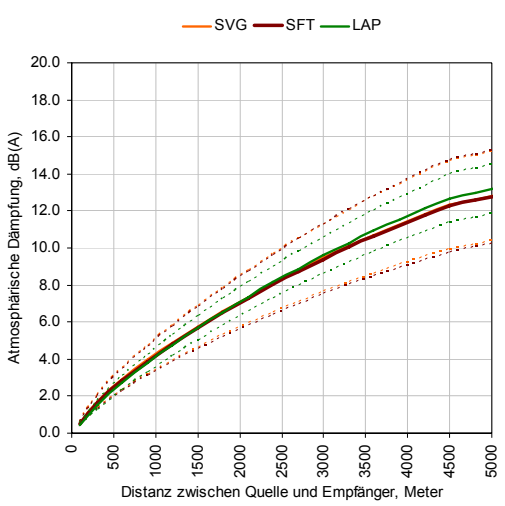
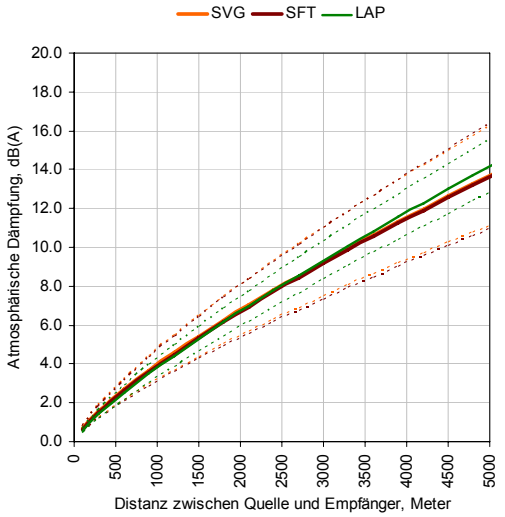
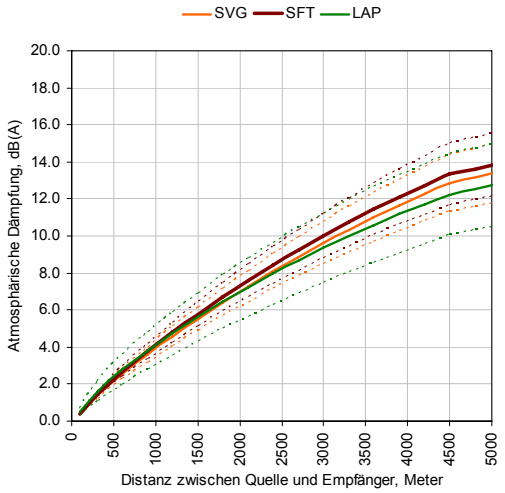
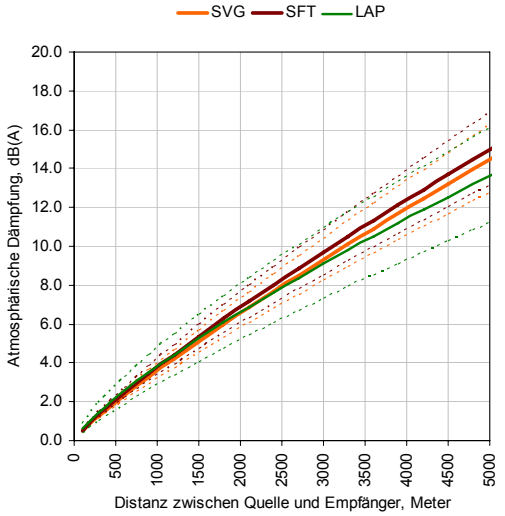
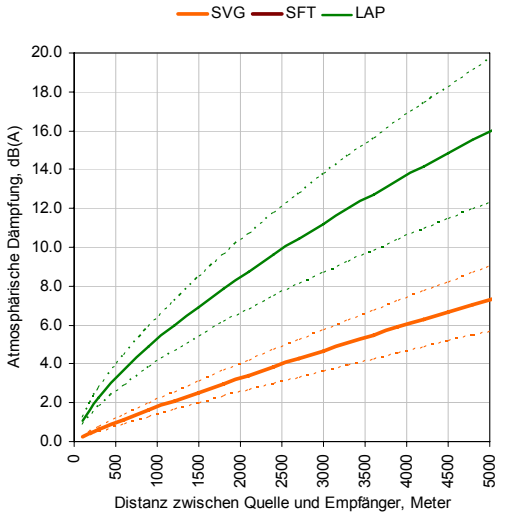
Die dargestellten Dämpfungskoeffizienten gelten für Standardbedingungen (isothermen Atmosphäre von 15°C und 70% relF).

A12.5 A-bewertete Luftdämpfung in Funktion der Distanz

	LAP: Landung vollständig konfiguriert	SVG: Start mit ATOM ≤ 85% MTOM
A320		
MD83		
SF34		

Luftdämpfung für A-Pegel und verschiedene Polarwinkelbereiche (gestrichelte Linien), resp. Mittelwert und Standardabweichung für Polarwinkelbereich von 60° bis 120° (fett ausgezogene Linien). Die dargestellten Dämpfungen gelten für Standardbedingungen mit einer isothermen Atmosphäre von 15°C und 70% relF.

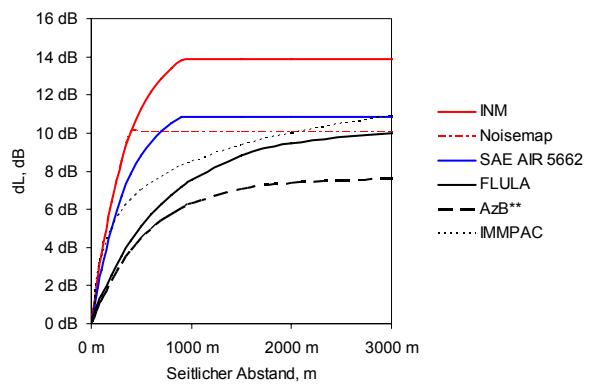
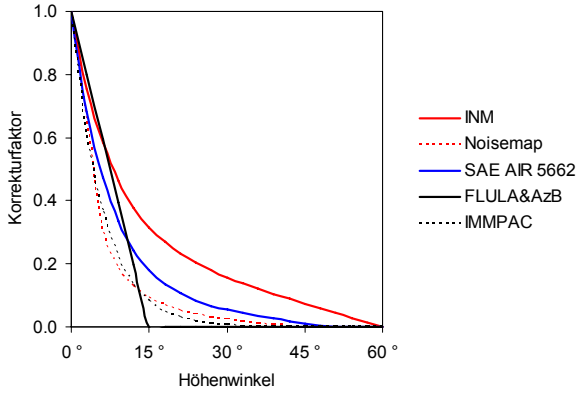
Anhang A12.5 (Forts.)

	Verlauf unter Verwendung der Hik-Koeff.	Parametrisierter Verlauf (vgl. Anhang A12.3)
A320		
MD83		
SF34		

Die dargestellten Dämpfungen gelten für Standardbedingungen (isothermen Atmosphäre von 15°C und 70% relF).

A12.6 Empirische Zusatzdämpfungen (ohne Installationseffekt)

Grundgleichung: $A_{add} = \Gamma(s) \cdot \Lambda(\beta)$

$\Gamma(s)$ für Höhenwinkel β= 0°	$\Lambda(\beta)$
	

A) Verschiedene Verfahren

Ref.	Verfahren	$\Gamma(s)$	$\Lambda(\beta)$	Bedingungen
[6]	AzB **	$E(s) \cong A + B \cdot e^{C \cdot s}$	$1 - \frac{\sin\beta}{\sin 15°}$	für $0° \le \beta \le 15°$ sonst $\Lambda(\beta) = 0$
[26] [96]	ECAC.DOC.29.R SAE AIR 5662	$D \cdot \left(A + B \cdot e^{C \cdot s}\right)$	$\frac{1}{D} \cdot \left(E + F \cdot \beta + G \cdot e^{H \cdot \beta}\right)$	für $0° \le \beta \le 50°$ sonst $\Lambda(\beta) = 0$ wenn s > s_{grenz} , dann : $\Gamma(s) = D$
[66]	IMMPAC	$k_B \cdot \left(A + B \cdot \lg\left(\frac{s}{C}\right)\right)$	$e^{-\left(\frac{\beta}{2}\right)}$	k_B beschreibt die Bodenart; für Grasboden gilt: k_B =0.5.
[78]	INM 6.0	$A + B \cdot e^{C \cdot s}$	$\frac{1}{D} \cdot \left(E + F \cdot \beta + G \cdot e^{H \cdot \beta}\right)$	für $0° \le \beta \le 60°$ sonst $\Lambda(\beta) = 0$ wenn s > s_{grenz} , dann $\Gamma(s) = D$
[78]	Noisemap	$A + B \cdot e^{C \cdot s}$	$\frac{1}{D} \cdot \left(\frac{E}{\beta} + F\right)$	für $2° \le \beta \le 45°$ sonst $\Lambda(\beta) = 0$ wenn s > s_{grenz} , dann $\Gamma(s) = D$
[107]	FLULA2	$A + B \cdot e^{C \cdot r}$	$1 + E \cdot \sin\beta = 1 - \frac{\sin\beta}{\sin 15°}$	für $0° \le \beta \le 15°$ sonst $\Lambda(\beta) = 0$ $r = \frac{s}{\cos\beta}$

B) Koeffizienten, Grenzwinkel und Grenzdistanzen

Ref.	$\Gamma(s)$			**D**	$\Lambda(\beta)$				s_{grenz}	β_{grenz}
	A	B	C		E	F	G	H		
[6]	7.640	-7.640	-0.00175	**7.6**						15°
[26], [96]	1.089	- 1.089	-0.00274	**10.9**	1.137	-0.023	9.720	-0.142	914	50°
[66]	7	10	100	**13.5**						
[78]	15.090	-15.090	-0.00274	**13.9**	3.960	-0.066	9.900	-0.130	914	60°
[78]	15.090	-15.090	-0.00274	**10.1**	21.056	-0.468			401	45°
[107]	10.145	-9.9	-0.00134	**10.1**	-3.8367					15°

Der Koeffizient *D* entspricht gerade der maximalen Dämpfung bei Boden-Boden-Schallausbreitung.

Legende zu Anhang A12.6:

β: Höhenwinkel / Elevationswinkel

r: effektive Distanz zwischen Quelle und Empfänger

s: seitlicher Abstand von der Quelle zum Empfänger

Λ(β): Komponente der Luft-Boden-Schallausbreitung; beschreibt den abnehmenden Einfluss der Zusatzdämpfung bei zunehmendem Höhenwinkel β.

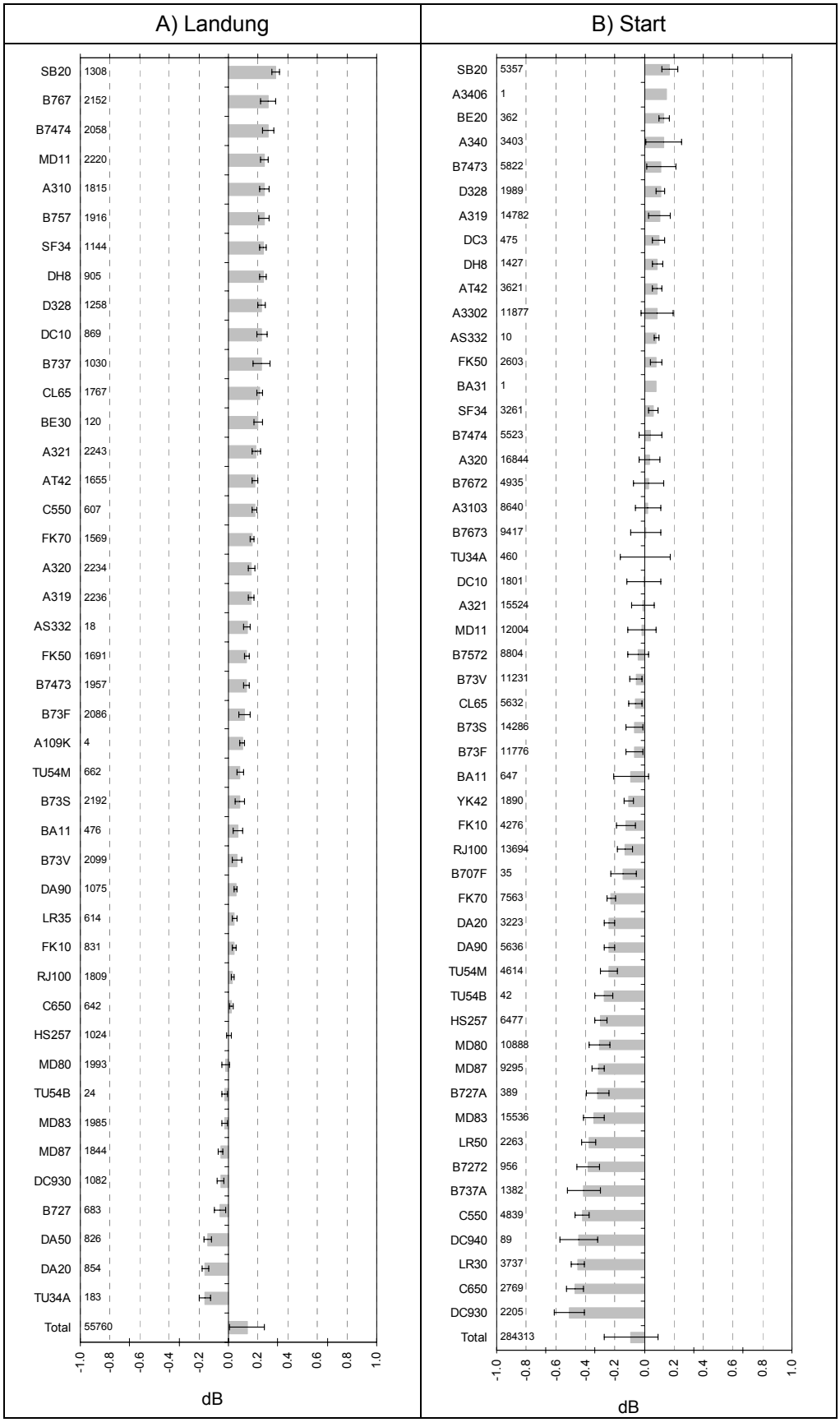
Γ(s): Komponente der Boden-Boden-Schallausbreitung; entspricht der Zusatzdämpfung bei Elevationswinkeln von 0°.

** In der AzB wird die A-Pegelminderung *E(s)* aus der Differenz des A-bewerteten Schallpegels bei Luft-Boden-Ausbreitung $L_A(s)$ und des A-bewerteten Schallpegels bei Boden-Boden-Ausbreitung $L_B(s)$ gebildet. Der letztere ist eine Funktion der so genannten Oktavpegelminderung B_n, welche ihrerseits von dem Richtwirkungsfaktor R_n und der asymptotischen Pegelminderung G_n abhängt und je nach AzB-Flugzeugtypengruppe unterschiedliche Werte annimmt. Die Pegelminderung *E(s)* lässt sich mit sehr guter Näherung als Exponentialfunktion ausdrücken. Die entsprechenden Koeffizienten für die AzB-Typengruppen lassen sich der nachfolgenden Tabelle entnehmen. Tabelle B) auf der vorangegangenen Seite enthält die Mittelwerte der Koeffizienten.

AzB-Typen-gruppen	S 3.2 An	S 5.2 An	S 5.3 An	S 6.1 An	S 6.2 An	S 7 An	S 3.2 a,b	S 5.2	S 5.3	S 6.1	S 6.2 a,b	S 7 a,b
Typ (Beispiel)	B7473	A320	MD83	A310	MD11	B7474	B7473	A320	MD87	A310	MD11	B7474
A	6.85	7.52	8.09	7.52	7.52	7.52	7.06	7.88	8.09	7.88	7.88	7.88
B	-6.85	-7.52	-8.09	-7.52	-7.52	-7.52	-7.06	-7.88	-8.09	-7.88	-7.88	-7.88
C	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002	-0.002

A13 Pegelkorrekturen für Ereignispegel

A13.1 Pegelkorrekturen wegen Retardation



A13.2 Pegelkorrekturen zur Umrechnung auf realatmosphärische Bedingungen

Kurzbeschreibung des Vorgehens:

Der Einfluss der meteorologischen Parameter Luftfeuchtigkeit und Temperatur auf den Maximal- und Ereignispegel wird exemplarisch für sechs Flugzeuge unterschiedlicher Grösse und unterschiedlicher Motorisierung untersucht: A320, B73S, B7474, MD11, MD83, SF34. Für jedes dieser sechs Flugzeuge wird eine unterschiedliche Anzahl von Vorbeiflugspektren (siehe untenstehende Tabelle) auf 18 verschiedene Distanzen resp. Überlflughöhen umgerechnet. In Tabelle F sind die verwendeten Höhen aufgeführt. Es werden sowohl Maximal- als auch die Ereignispegelspektren verwendet.

Aus den umgerechneten Terzbandpegeln wird ein A-bewerteter Summenpegel gebildet. Bei der Umrechnung werden 80 verschiedene Temperatur-Feuchte-Kombinationen berücksichtigt, beginnend bei -10°C & 30% relF und endend bei 35°C & 100% relF. Dazu werden die in der Norm ISO9613-1 [56] gegebenen frequenz- und distanzabhängigen Luftdämpfungsbeiwerte verwendet. Die resultierenden Pegel werden jeweils mit dem Pegel für Standardatmosphäre (15°C, 70% relF) verglichen, indem die Differenz zu jenem wie folgt gebildet wird: $L(r) - L_{ISA}(r)$. [42]

Für jede Distanz resp. Höhe und jede Temperatur-Feuchte-Kombination werden die aus den einzelnen Vorbeiflugspektren erhaltenen Pegeldifferenzen gemittelt. Zudem wird eine Standardabweichung der Pegeldifferenzen gebildet. Die nachfolgenden Tabellen A und B zeigen diese Werte exemplarisch für den Airbus A320 für sechs ausgewählte Überflughöhen, getrennt nach Starts und Landungen. Tabelle D enthält die Werte der restlichen Flugzeugtypen, beschränkt sich jedoch auf eine Überflughöhe von 1000 Metern.

Die aufgeführten Mittelwerte entsprechen den Korrekturwerten, die benutzt werden können, wenn eine Einzelflugsimulation mit FLULA2 auf realatmosphärische Bedingungen umgerechnet werden soll. Sie werden mit k_{ISA} bezeichnet und können sowohl auf den Maximalpegel als auch auf den Ereignispegel angewendet werden, denn wie aus den Grafiken von Tabelle G entnommen werden kann, unterscheiden sich die Korrekturen für Maximal- und Ereignispegel unterhalb von 2000 Metern nur geringfügig.

Pro Distanzklasse und Typ werden die Standardabweichungen der Pegeldifferenzen gebildet. Sie sind in Tabelle F zusammengestellt. Beispiel: Die 80 Werte, welche in Tabelle A1 in einer Distanz von 100 Metern den Abweichungen im Pegel im Vergleich zu Standardbedingungen entsprechen, streuen im Sinne einer Standardabweichung mit 0.4 dB; in einer Distanz von 1000 Meter sind es 1.2 dB. Die Streuungen resp. Standardabweichungen nehmen somit mit der Distanz zu, das heisst die Abweichungen und damit auch die Unsicherheit wegen Nichtberücksichtigung von realatmosphärischen Bedingungen scheinen distanzabhängig zu sein.

Anzahl verwendete Vorbeiflugspektren:

Typ	Landung	Start
A320	10	11
B73S	9	10
B7474	2	6
MD11	9	21
MD83	5	9
SF34	10	8

[42] L_{ISA} entspricht hier dem Pegel für Standardbedingungen.

Anhang A13.2 (Forts.)

A) k_{ISA} in dB für A320 bei der Landung

A1) Mittelwert aus 10 Überflügen

Distanz	TEMP	HUM 30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
100 m	-10 °C	-0.7	-0.9	-1.0	-1.0	-0.9	-0.8	-0.7	-0.6
	-5 °C	-1.1	-1.2	-1.0	-0.9	-0.7	-0.6	-0.5	-0.4
	0 °C	-1.3	-1.0	-0.8	-0.6	-0.5	-0.3	-0.2	-0.1
	5 °C	-1.1	-0.8	-0.5	-0.4	-0.2	-0.1	-0.0	0.0
	10 °C	-0.8	-0.5	-0.3	-0.2	-0.1	-0.0	0.1	0.1
	15 °C	-0.6	-0.3	-0.2	-0.1	0.0	0.0	0.1	0.1
	20 °C	-0.4	-0.2	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	-0.3	-0.2	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.0	-0.1
	30 °C	-0.3	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2
	35 °C	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3
300 m	-10 °C	-2.2	-2.5	-2.3	-2.0	-1.7	-1.4	-1.2	-1.0
	-5 °C	-2.8	-2.4	-1.9	-1.4	-1.1	-0.8	-0.6	-0.4
	0 °C	-2.5	-1.8	-1.2	-0.9	-0.6	-0.4	-0.2	-0.1
	5 °C	-1.8	-1.2	-0.7	-0.4	-0.2	-0.1	0.1	0.2
	10 °C	-1.3	-0.7	-0.4	-0.2	-0.0	0.1	0.1	0.2
	15 °C	-0.9	-0.5	-0.2	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-0.6	-0.4	-0.2	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1
	25 °C	-0.6	-0.4	-0.4	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.4
	30 °C	-0.7	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.7	-0.6
	35 °C	-0.9	-0.9	-0.9	-1.0	-1.0	-0.9	-0.9	-0.9
500 m	-10 °C	-3.4	-3.4	-3.0	-2.4	-2.0	-1.6	-1.3	-1.0
	-5 °C	-3.7	-2.9	-2.1	-1.6	-1.2	-0.8	-0.6	-0.3
	0 °C	-2.9	-2.0	-1.3	-0.9	-0.5	-0.3	-0.1	0.1
	5 °C	-2.1	-1.3	-0.7	-0.4	-0.1	0.0	0.2	0.3
	10 °C	-1.4	-0.7	-0.4	-0.1	0.0	0.1	0.2	0.3
	15 °C	-0.9	-0.5	-0.2	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-0.7	-0.4	-0.3	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2
	25 °C	-0.7	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6	-0.6
	30 °C	-0.9	-0.9	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0
	35 °C	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.3	-1.3	-1.2
1000 m	-10 °C	-5.4	-4.6	-3.7	-2.9	-2.2	-1.6	-1.2	-0.8
	-5 °C	-4.7	-3.4	-2.4	-1.6	-1.1	-0.6	-0.3	0.0
	0 °C	-3.4	-2.2	-1.3	-0.7	-0.3	0.1	0.3	0.5
	5 °C	-2.3	-1.2	-0.6	-0.1	0.2	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-1.4	-0.7	-0.2	0.1	0.2	0.4	0.4	0.5
	15 °C	-0.9	-0.4	-0.2	-0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	-0.8	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.6	-0.6
	25 °C	-1.1	-1.0	-1.1	-1.1	-1.2	-1.2	-1.1	-1.1
	30 °C	-1.6	-1.7	-1.8	-1.8	-1.7	-1.6	-1.5	-1.4
	35 °C	-2.4	-2.4	-2.3	-2.2	-2.0	-1.8	-1.6	-1.4
2000 m	-10 °C	-6.6	-5.0	-3.7	-2.7	-1.8	-1.2	-0.6	-0.1
	-5 °C	-5.0	-3.3	-2.1	-1.2	-0.5	0.1	0.5	0.9
	0 °C	-3.4	-1.9	-0.8	-0.1	0.4	0.8	1.1	1.3
	5 °C	-2.1	-0.8	-0.1	0.4	0.8	1.0	1.2	1.3
	10 °C	-1.2	-0.3	0.2	0.5	0.6	0.7	0.7	0.7
	15 °C	-0.8	-0.3	-0.1	-0.0	0.0	-0.0	-0.0	-0.1
	20 °C	-1.0	-0.8	-0.8	-0.8	-0.9	-0.9	-0.9	-0.8
	25 °C	-1.6	-1.7	-1.7	-1.7	-1.7	-1.6	-1.4	-1.3
	30 °C	-2.6	-2.6	-2.5	-2.3	-2.1	-1.8	-1.5	-1.3
	35 °C	-3.5	-3.3	-2.9	-2.5	-2.1	-1.7	-1.4	-1.1
5000 m	-10 °C	-6.2	-3.9	-2.2	-1.0	-0.0	0.8	1.4	2.0
	-5 °C	-3.9	-1.9	-0.4	0.6	1.4	2.0	2.5	2.9
	0 °C	-2.1	-0.4	0.8	1.5	2.1	2.5	2.8	3.0
	5 °C	-0.8	0.5	1.2	1.7	2.0	2.2	2.3	2.3
	10 °C	-0.2	0.6	0.9	1.1	1.2	1.2	1.2	1.2
	15 °C	-0.4	-0.1	-0.0	-0.0	0.0	0.1	0.2	0.3
	20 °C	-1.3	-1.3	-1.2	-1.1	-0.9	-0.6	-0.3	-0.0
	25 °C	-2.6	-2.4	-2.0	-1.5	-1.1	-0.6	-0.2	0.2
	30 °C	-3.5	-2.8	-2.1	-1.4	-0.8	-0.3	0.2	0.6
	35 °C	-3.7	-2.7	-1.7	-1.0	-0.3	0.2	0.7	1.2

A2) Standardabweichung aus 10 Überflügen

Distanz	TEMP	HUM 30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
100 m	-10 °C	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	-5 °C	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1
	0 °C	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1
	5 °C	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0
	10 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	30 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	35 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1
300 m	-10 °C	0.2	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.3	0.3
	-5 °C	0.5	0.5	0.5	0.4	0.3	0.3	0.2	0.2
	0 °C	0.5	0.4	0.4	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1
	5 °C	0.5	0.3	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0
	10 °C	0.4	0.2	0.2	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.2	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	20 °C	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1
	25 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1
	30 °C	0.1	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	35 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2
500 m	-10 °C	0.3	0.5	0.6	0.5	0.5	0.4	0.4	0.4
	-5 °C	0.6	0.6	0.5	0.4	0.4	0.3	0.3	0.2
	0 °C	0.6	0.5	0.4	0.3	0.3	0.2	0.2	0.1
	5 °C	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0
	10 °C	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.3	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	20 °C	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	25 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1
	30 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2
	35 °C	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.3	0.3	0.3
1000 m	-10 °C	0.5	0.6	0.6	0.6	0.5	0.5	0.4	0.4
	-5 °C	0.7	0.6	0.6	0.5	0.4	0.3	0.3	0.2
	0 °C	0.6	0.5	0.4	0.3	0.3	0.2	0.2	0.1
	5 °C	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0
	10 °C	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.3	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1
	25 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2
	30 °C	0.1	0.1	0.2	0.2	0.3	0.3	0.3	0.3
	35 °C	0.2	0.3	0.3	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
2000 m	-10 °C	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.4	0.4	0.4
	-5 °C	0.5	0.5	0.5	0.4	0.4	0.3	0.3	0.2
	0 °C	0.5	0.5	0.4	0.3	0.2	0.2	0.1	0.1
	5 °C	0.5	0.4	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0
	10 °C	0.4	0.3	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.3	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.2	0.1	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2
	25 °C	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.3	0.3
	30 °C	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3	0.4	0.4	0.4
	35 °C	0.3	0.3	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4	0.4
5000 m	-10 °C	0.6	0.4	0.3	0.2	0.1	0.2	0.2	0.2
	-5 °C	0.4	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	0 °C	0.2	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	5 °C	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	10 °C	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	15 °C	0.2	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.1	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	25 °C	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1
	30 °C	0.3	0.3	0.3	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1
	35 °C	0.4	0.3	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1

Die Werte der Tabelle links entsprechen den Abweichungen im Maximal-pegel gegenüber Standardbedingungen für unterschiedliche Distanzen. Mittels dieser Werte lässt sich ein beliebiger Maximalpegel auf real-atmosphärische Bedingungen umrechnen.

Grau hinterlegt sind die Temperatur-Feuchte-Kombinationen, welche in den Aufzeichnungen der Wetterstationen in Zürich und Genf nicht auftreten (vgl. Anhang A18.5). Umrahmt ist der Korrekturwert bei standard-atmosphärischen Bedingungen; gemäss Definition ist er gleich Null.

(Grafische Darstellungen siehe übernächste Seite.)

Anhang A13.2 (Forts.)

B) k_{ISA} in dB für A320 beim Start

B1) Mittelwert aus 11 Überflügen

Distanz	TEMP	HUM 30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
100 m	-10 °C	-0.6	-0.8	-0.9	-0.9	-0.9	-0.8	-0.7	-0.6
	-5 °C	-1.1	-1.1	-1.0	-0.8	-0.7	-0.6	-0.4	-0.3
	0 °C	-1.2	-1.0	-0.8	-0.6	-0.4	-0.3	-0.2	-0.1
	5 °C	-1.0	-0.7	-0.5	-0.3	-0.2	-0.1	-0.0	0.0
	10 °C	-0.8	-0.5	-0.3	-0.2	-0.1	-0.0	0.0	0.1
	15 °C	-0.5	-0.3	-0.2	-0.1	0.0	0.0	0.1	0.1
	20 °C	-0.4	-0.2	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	-0.3	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1	-0.1
	30 °C	-0.2	-0.2	-0.2	-0.1	-0.2	-0.2	-0.2	-0.2
	35 °C	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3
300 m	-10 °C	-1.9	-2.1	-1.9	-1.7	-1.4	-1.2	-1.0	-0.8
	-5 °C	-2.3	-2.0	-1.6	-1.2	-1.0	-0.8	-0.6	-0.4
	0 °C	-2.0	-1.5	-1.1	-0.8	-0.6	-0.4	-0.2	-0.1
	5 °C	-1.6	-1.0	-0.7	-0.4	-0.2	-0.1	0.0	0.1
	10 °C	-1.1	-0.7	-0.4	-0.2	-0.1	0.1	0.1	0.2
	15 °C	-0.8	-0.5	-0.2	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-0.6	-0.4	-0.2	-0.1	-0.1	-0.0	-0.0	-0.0
	25 °C	-0.5	-0.4	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3	-0.3
	30 °C	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
	35 °C	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.7
500 m	-10 °C	-2.8	-2.7	-2.3	-1.9	-1.5	-1.2	-1.0	-0.8
	-5 °C	-2.8	-2.2	-1.6	-1.2	-0.9	-0.7	-0.5	-0.3
	0 °C	-2.2	-1.5	-1.1	-0.7	-0.4	-0.2	-0.1	0.1
	5 °C	-1.6	-1.0	-0.6	-0.3	-0.1	0.0	0.1	0.2
	10 °C	-1.1	-0.6	-0.3	-0.1	0.0	0.1	0.2	0.3
	15 °C	-0.8	-0.4	-0.2	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-0.7	-0.4	-0.3	-0.2	-0.2	-0.1	-0.1	-0.1
	25 °C	-0.7	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4
	30 °C	-0.9	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.7	-0.7
	35 °C	-1.2	-1.2	-1.1	-1.1	-1.1	-1.0	-0.9	-0.9
1000 m	-10 °C	-4.2	-3.3	-2.5	-1.9	-1.4	-1.0	-0.6	-0.4
	-5 °C	-3.4	-2.3	-1.5	-1.0	-0.6	-0.2	0.0	0.2
	0 °C	-2.3	-1.4	-0.8	-0.3	-0.0	0.2	0.4	0.5
	5 °C	-1.5	-0.7	-0.3	0.0	0.2	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-0.9	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4
	15 °C	-0.7	-0.3	-0.1	-0.1	0.0	0.0	0.1	0.1
	20 °C	-0.7	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3
	25 °C	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9	-0.8	-0.8	-0.7	-0.7
	30 °C	-1.4	-1.4	-1.3	-1.3	-1.2	-1.1	-1.0	-0.9
	35 °C	-1.9	-1.8	-1.7	-1.5	-1.3	-1.2	-1.0	-0.8
2000 m	-10 °C	-5.2	-3.7	-2.5	-1.6	-0.9	-0.4	0.1	0.4
	-5 °C	-3.7	-2.2	-1.1	-0.4	0.1	0.5	0.8	1.1
	0 °C	-2.3	-1.0	-0.2	0.3	0.7	0.9	1.1	1.3
	5 °C	-1.2	-0.2	0.3	0.6	0.8	1.0	1.0	1.1
	10 °C	-0.6	0.0	0.3	0.5	0.6	0.6	0.6	0.6
	15 °C	-0.4	-0.1	-0.0	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	-0.7	-0.7	-0.7	-0.7	-0.6	-0.6	-0.5	-0.4
	25 °C	-1.4	-1.4	-1.4	-1.3	-1.1	-1.0	-0.8	-0.6
	30 °C	-2.1	-2.0	-1.8	-1.6	-1.3	-1.0	-0.8	-0.5
	35 °C	-2.8	-2.4	-2.0	-1.6	-1.2	-0.8	-0.5	-0.3
5000 m	-10 °C	-5.4	-3.3	-1.7	-0.6	0.3	1.1	1.7	2.1
	-5 °C	-3.3	-1.4	-0.1	0.9	1.6	2.1	2.5	2.8
	0 °C	-1.6	-0.0	1.0	1.6	2.1	2.4	2.6	2.7
	5 °C	-0.5	0.7	1.3	1.6	1.8	1.9	2.0	2.0
	10 °C	-0.0	0.6	0.9	0.9	1.0	1.0	1.0	1.0
	15 °C	-0.3	-0.1	-0.1	-0.1	0.0	0.1	0.2	0.4
	20 °C	-1.2	-1.2	-1.1	-0.9	-0.6	-0.3	-0.0	0.3
	25 °C	-2.3	-2.0	-1.6	-1.1	-0.7	-0.2	0.2	0.5
	30 °C	-3.0	-2.3	-1.6	-0.9	-0.4	0.1	0.6	1.0
	35 °C	-3.1	-2.1	-1.2	-0.5	0.1	0.6	1.1	1.5

B2) Standardabweichung aus 11 Überflügen

Distanz	TEMP	HUM 30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
100 m	-10 °C	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	-5 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0
	5 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	10 °C	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	30 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	35 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
300 m	-10 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	-5 °C	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0
	5 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0
	10 °C	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	30 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	35 °C	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
500 m	-10 °C	0.1	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1
	-5 °C	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0
	5 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	10 °C	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	25 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1
	30 °C	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	35 °C	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
1000 m	-10 °C	0.2	0.3	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1
	-5 °C	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0
	5 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	10 °C	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	25 °C	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	30 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	35 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.2	0.1	0.1	0.1
2000 m	-10 °C	0.3	0.3	0.2	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1
	-5 °C	0.3	0.2	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0
	5 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	10 °C	0.1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1
	25 °C	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	30 °C	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
	35 °C	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2
5000 m	-10 °C	0.3	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	-5 °C	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	0 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	5 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	10 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0	0.0
	15 °C	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1
	25 °C	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	30 °C	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
	35 °C	0.2	0.2	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

Die Werte der Tabelle links entsprechen den Abweichungen im Maximalpegel gegenüber Standardbedingungen für unterschiedliche Distanzen. Mittels dieser Werte lässt sich ein beliebiger Maximalpegel auf real-atmosphärische Bedingungen umrechnen.

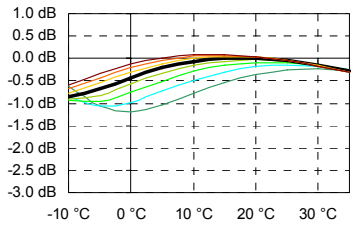
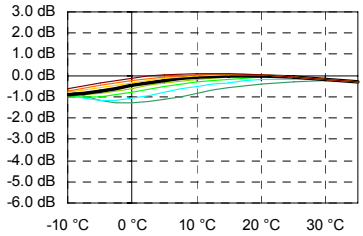
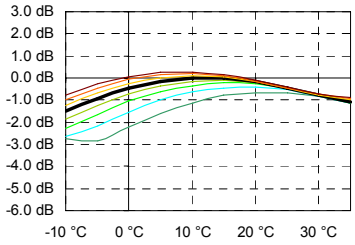
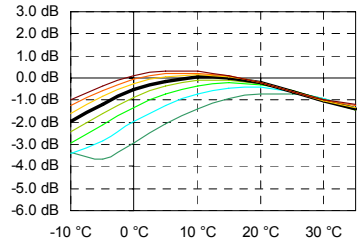
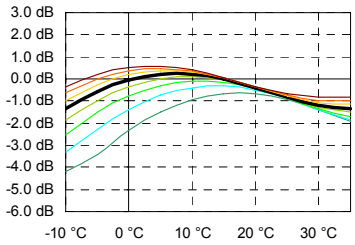
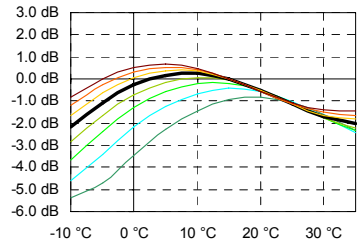
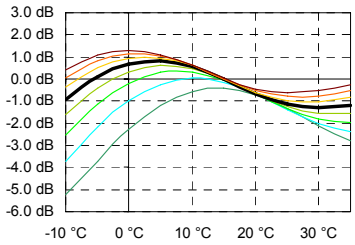
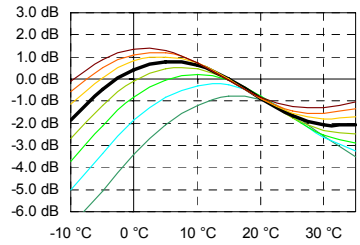
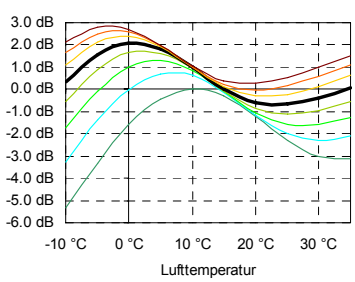
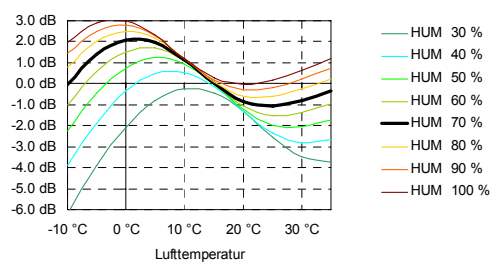
Die angegebenen Standardabweichungen beziehen sich auf die pro Vorbeiflugspektrum und Distanz ermittelten Pegelwerte.

Grau hinterlegt sind die Temperatur-Feuchte-Kombinationen, welche in den Aufzeichnungen der Wetterstationen in Zürich und Genf nicht auftreten (vgl. Anhang A18.5). Umrahmt ist der Korrekturwert bei standard-atmosphärischen Bedingungen; gemäss Definition ist er gleich Null.

(Grafische Darstellungen siehe nächste Seite.)

Anhang A13.2 (Forts.)

C) k_{ISA} in dB für A320 in unterschiedlichen Überflughöhen

h	C1) Start	C2) Landung
100 m		
500 m		
1000 m		
2000 m		
5000 m		

Anhang A13.2 (Forts.)

D) k_{ISA} in dB für ausgewählte Flugzeugtypen in einer Überflughöhe von 1000 Metern

D1) Start

		HUM							
typ	TEMP	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
B73S	-10 °C	-3.7	-2.9	-2.1	-1.5	-1.1	-0.7	-0.4	-0.2
	-5 °C	-2.9	-1.9	-1.2	-0.7	-0.4	-0.1	0.1	0.3
	0 °C	-2.0	-1.1	-0.6	-0.2	0.1	0.3	0.4	0.6
	5 °C	-1.2	-0.5	-0.1	0.1	0.3	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-0.7	-0.3	0.0	0.2	0.2	0.3	0.3	0.4
	15 °C	-0.5	-0.2	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3	-0.3
	25 °C	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.7	-0.7	-0.6	-0.6
	30 °C	-1.2	-1.2	-1.2	-1.1	-1.0	-0.9	-0.8	-0.7
	35 °C	-1.7	-1.6	-1.5	-1.3	-1.1	-0.9	-0.8	-0.6
B7474	-10 °C	-4.1	-3.4	-2.6	-2.0	-1.5	-1.1	-0.8	-0.5
	-5 °C	-3.4	-2.4	-1.7	-1.1	-0.7	-0.4	-0.1	0.1
	0 °C	-2.5	-1.5	-0.9	-0.5	-0.1	0.1	0.3	0.5
	5 °C	-1.6	-0.9	-0.4	-0.1	0.2	0.3	0.5	0.6
	10 °C	-1.1	-0.5	-0.2	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4
	15 °C	-0.8	-0.4	-0.2	-0.1	0.0	0.0	0.1	0.1
	20 °C	-0.7	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4
	25 °C	-1.0	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9	-0.8	-0.8	-0.7
	30 °C	-1.4	-1.4	-1.4	-1.3	-1.2	-1.1	-1.0	-0.9
	35 °C	-1.9	-1.9	-1.7	-1.6	-1.4	-1.3	-1.1	-0.9
MD11	-10 °C	-3.9	-3.1	-2.4	-1.8	-1.3	-0.9	-0.6	-0.4
	-5 °C	-3.2	-2.2	-1.5	-0.9	-0.6	-0.3	-0.0	0.2
	0 °C	-2.2	-1.3	-0.8	-0.3	-0.1	0.2	0.4	0.5
	5 °C	-1.4	-0.7	-0.3	-0.0	0.2	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-0.9	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4
	15 °C	-0.6	-0.3	-0.1	-0.1	0.0	0.0	0.0	0.1
	20 °C	-0.6	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.3
	25 °C	-0.9	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.8	-0.7	-0.7
	30 °C	-1.3	-1.3	-1.3	-1.2	-1.1	-1.0	-0.9	-0.8
	35 °C	-1.8	-1.7	-1.6	-1.4	-1.3	-1.1	-0.9	-0.8
MD83	-10 °C	-4.7	-3.9	-3.0	-2.3	-1.7	-1.3	-0.9	-0.6
	-5 °C	-4.0	-2.8	-1.9	-1.3	-0.8	-0.4	-0.1	0.1
	0 °C	-2.8	-1.7	-1.0	-0.5	-0.1	0.1	0.4	0.5
	5 °C	-1.9	-1.0	-0.4	-0.0	0.2	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-1.2	-0.5	-0.1	0.1	0.3	0.3	0.4	0.4
	15 °C	-0.8	-0.3	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	-0.7	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
	25 °C	-1.0	-0.9	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0	-0.9
	30 °C	-1.5	-1.5	-1.6	-1.5	-1.5	-1.4	-1.2	-1.1
	35 °C	-2.1	-2.1	-2.0	-1.8	-1.7	-1.5	-1.3	-1.1
SF34	-10 °C	-1.9	-1.3	-0.9	-0.5	-0.3	-0.1	0.1	0.2
	-5 °C	-1.3	-0.8	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.4
	0 °C	-0.8	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4
	5 °C	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.3	0.3	0.4
	10 °C	-0.2	-0.0	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2	0.2
	15 °C	-0.2	-0.1	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	20 °C	-0.3	-0.3	-0.2	-0.2	-0.2	-0.1	-0.1	-0.1
	25 °C	-0.5	-0.5	-0.4	-0.4	-0.3	-0.2	-0.2	-0.1
	30 °C	-0.7	-0.6	-0.5	-0.4	-0.3	-0.2	-0.2	-0.1
	35 °C	-0.9	-0.7	-0.6	-0.4	-0.3	-0.2	-0.1	0.0

D2) Landung

		HUM							
typ	TEMP	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %
B73S	-10 °C	-5.9	-5.2	-4.1	-3.3	-2.5	-1.9	-1.4	-1.0
	-5 °C	-5.3	-3.8	-2.7	-1.9	-1.3	-0.8	-0.4	-0.1
	0 °C	-3.9	-2.5	-1.5	-0.9	-0.4	-0.0	0.2	0.5
	5 °C	-2.6	-1.4	-0.7	-0.2	0.1	0.3	0.5	0.7
	10 °C	-1.7	-0.8	-0.3	0.0	0.2	0.4	0.4	0.5
	15 °C	-1.1	-0.5	-0.2	-0.1	0.0	0.0	0.0	0.0
	20 °C	-0.9	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.6	-0.6	-0.6
	25 °C	-1.2	-1.1	-1.1	-1.2	-1.2	-1.3	-1.3	-1.2
	30 °C	-1.7	-1.8	-1.9	-1.9	-1.9	-1.8	-1.7	-1.6
	35 °C	-2.5	-2.6	-2.6	-2.5	-2.3	-2.1	-1.9	-1.7
B7474	-10 °C	-5.2	-4.5	-3.6	-2.9	-2.2	-1.7	-1.3	-0.9
	-5 °C	-4.6	-3.4	-2.4	-1.7	-1.2	-0.8	-0.4	-0.1
	0 °C	-3.4	-2.2	-1.4	-0.9	-0.4	-0.1	0.2	0.4
	5 °C	-2.3	-1.4	-0.7	-0.3	0.0	0.3	0.5	0.6
	10 °C	-1.6	-0.8	-0.3	-0.0	0.2	0.3	0.4	0.5
	15 °C	-1.1	-0.6	-0.3	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-1.0	-0.6	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
	25 °C	-1.1	-1.0	-1.0	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1
	30 °C	-1.6	-1.7	-1.7	-1.7	-1.7	-1.6	-1.5	-1.4
	35 °C	-2.3	-2.4	-2.3	-2.2	-2.0	-1.8	-1.7	-1.5
MD11	-10 °C	-5.3	-4.7	-3.8	-3.1	-2.5	-2.0	-1.5	-1.1
	-5 °C	-4.8	-3.6	-2.7	-2.0	-1.4	-0.9	-0.6	-0.3
	0 °C	-3.6	-2.5	-1.6	-1.0	-0.6	-0.2	0.1	0.3
	5 °C	-2.6	-1.6	-0.9	-0.4	-0.1	0.2	0.4	0.6
	10 °C	-1.8	-1.0	-0.4	-0.1	0.1	0.3	0.4	0.5
	15 °C	-1.2	-0.7	-0.3	-0.1	0.0	0.1	0.1	0.1
	20 °C	-1.1	-0.7	-0.5	-0.5	-0.4	-0.4	-0.5	-0.5
	25 °C	-1.2	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1
	30 °C	-1.7	-1.7	-1.7	-1.8	-1.7	-1.7	-1.6	-1.5
	35 °C	-2.4	-2.4	-2.4	-2.3	-2.2	-2.0	-1.8	-1.7
MD83	-10 °C	-4.1	-3.2	-2.5	-1.8	-1.3	-0.9	-0.6	-0.3
	-5 °C	-3.3	-2.2	-1.5	-1.0	-0.5	-0.2	0.0	0.2
	0 °C	-2.3	-1.3	-0.7	-0.3	-0.0	0.2	0.4	0.5
	5 °C	-1.5	-0.7	-0.3	0.0	0.2	0.4	0.5	0.6
	10 °C	-0.9	-0.4	-0.1	0.1	0.2	0.3	0.4	0.4
	15 °C	-0.6	-0.3	-0.1	-0.0	0.0	0.0	0.0	0.1
	20 °C	-0.6	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4
	25 °C	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9	-0.8	-0.8	-0.7	-0.7
	30 °C	-1.4	-1.4	-1.3	-1.3	-1.2	-1.1	-0.9	-0.8
	35 °C	-1.9	-1.8	-1.7	-1.5	-1.3	-1.1	-1.0	-0.8
SF34	-10 °C	-4.4	-4.0	-3.4	-2.8	-2.3	-1.9	-1.6	-1.2
	-5 °C	-4.1	-3.2	-2.5	-1.9	-1.5	-1.1	-0.7	-0.4
	0 °C	-3.2	-2.4	-1.7	-1.2	-0.7	-0.4	-0.1	0.2
	5 °C	-2.5	-1.6	-1.0	-0.6	-0.2	0.1	0.3	0.5
	10 °C	-1.8	-1.1	-0.6	-0.2	0.1	0.2	0.4	0.5
	15 °C	-1.3	-0.7	-0.4	-0.1	0.0	0.1	0.2	0.2
	20 °C	-1.1	-0.7	-0.5	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4	-0.4
	25 °C	-1.2	-1.0	-0.9	-0.9	-1.0	-1.0	-1.0	-1.0
	30 °C	-1.5	-1.5	-1.5	-1.6	-1.6	-1.5	-1.5	-1.4
	35 °C	-2.1	-2.1	-2.1	-2.1	-2.0	-1.8	-1.7	-1.6

Die Werte der Tabelle links entsprechen den Abweichungen im Maximalpegel gegenüber Standardbedingungen für unterschiedliche Distanzen. Mittels dieser Werte lässt sich ein beliebiger Maximalpegel auf real-atmosphärische Bedingungen umrechnen.

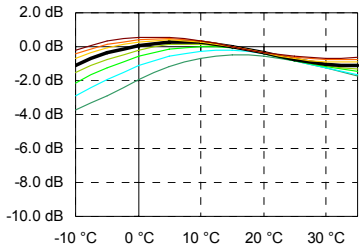
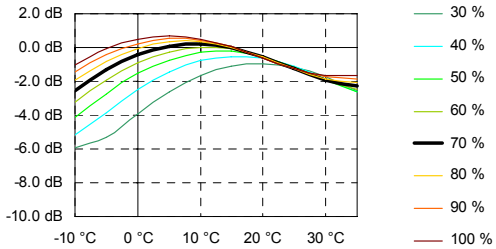
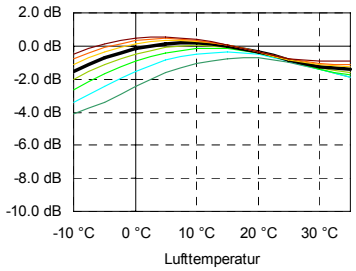
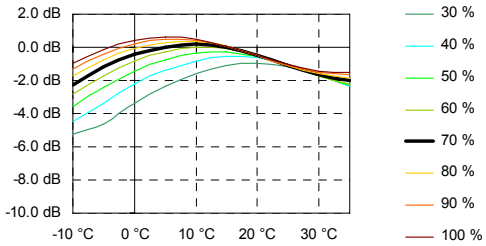
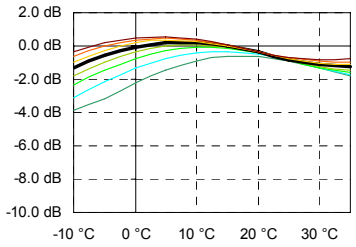
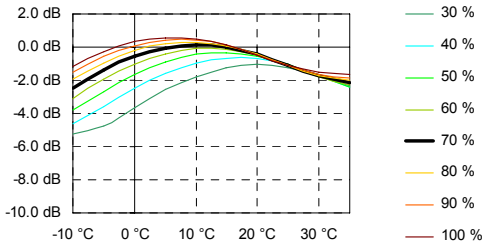
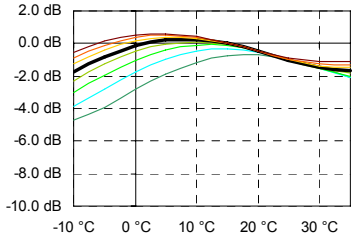
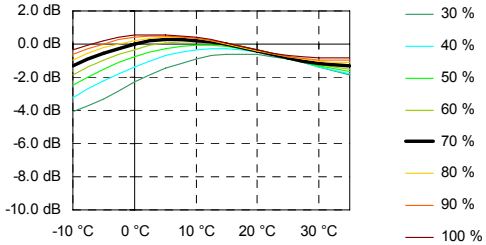
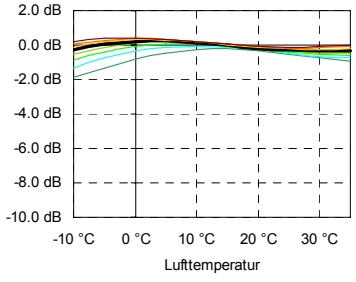
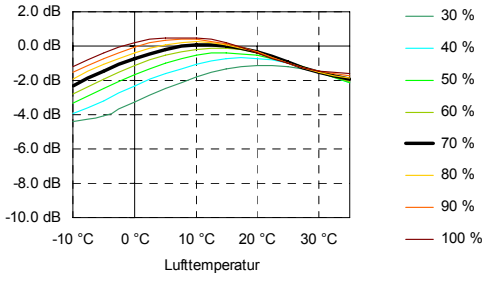
Die angegebenen Standardabweichungen beziehen sich auf die pro Vorbeiflugspektrum und Distanz ermittelten Pegelwerte.

Grau hinterlegt sind die Temperatur-Feuchte-Kombinationen, welche in den Aufzeichnungen der Wetterstationen in Zürich und Genf nicht auftreten (vgl. Anhang A18.5). Umrahmt ist der Korrekturwert bei standard-atmosphärischen Bedingungen; gemäss Definition ist er gleich Null.

(Grafische Darstellungen siehe nächste Seite.)

Anhang A13.2 (Forts.)

E) k_{ISA} in dB für ausgewählte Flugzeugtypen in einer Überflughöhe von 1000 Metern

Typ	E1) Start	E2) Landung
B73S		
B7474		
MD11		
MD83		
SF34		

Anhang A13.2 (Forts.)

F) Standardabweichung der Pegelkorrekturen pro Distanzklasse

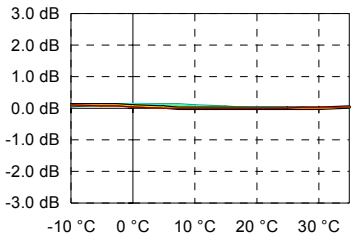
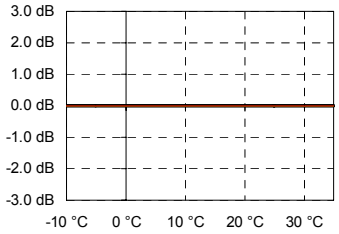
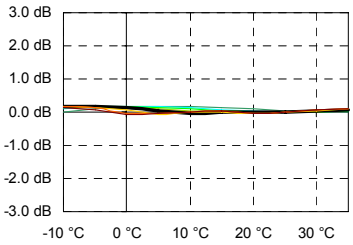
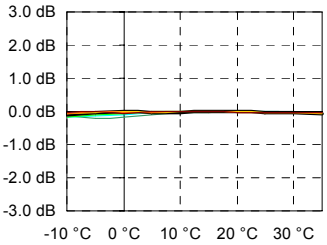
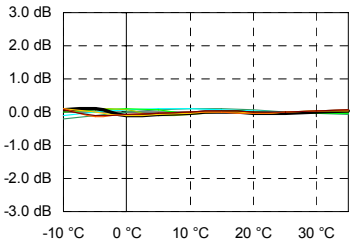
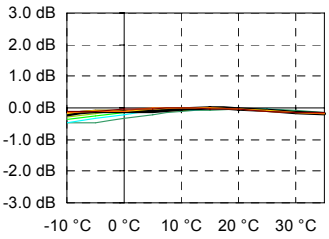
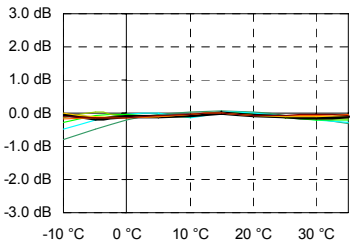
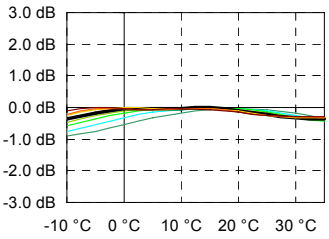
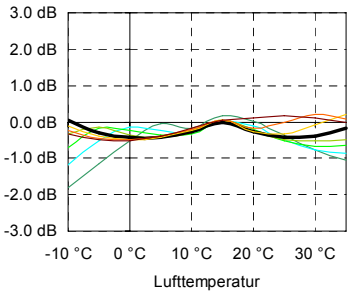
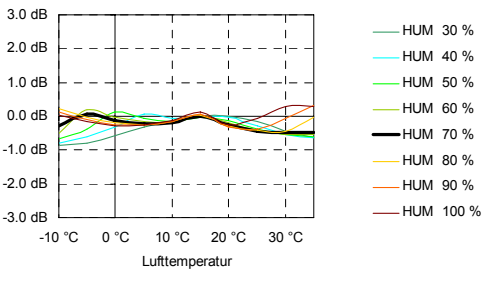
Distanz	Landung						
	(Alle)	A320	B73S	B7474	MD11	MD83	SF34
100 m	0.5 dB	**0.4 dB**	0.5 dB	0.6 dB	0.7 dB	0.4 dB	0.7 dB
126 m	0.6 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.7 dB	0.7 dB	0.5 dB	0.7 dB
158 m	0.7 dB	0.5 dB	0.6 dB	0.8 dB	0.8 dB	0.5 dB	0.8 dB
200 m	0.8 dB	0.6 dB	0.7 dB	0.8 dB	0.9 dB	0.5 dB	0.9 dB
251 m	0.8 dB	0.7 dB	0.8 dB	0.9 dB	1.0 dB	0.6 dB	1.0 dB
316 m	0.9 dB	**0.8 dB**	0.9 dB	0.9 dB	1.0 dB	0.6 dB	1.1 dB
398 m	1.0 dB	0.8 dB	1.0 dB	1.0 dB	1.1 dB	0.6 dB	1.1 dB
501 m	1.0 dB	**0.9 dB**	1.0 dB	1.0 dB	1.1 dB	0.7 dB	1.1 dB
631 m	1.1 dB	1.0 dB	1.1 dB	1.1 dB	1.2 dB	0.7 dB	1.1 dB
794 m	1.1 dB	1.1 dB	1.2 dB	1.1 dB	1.2 dB	0.8 dB	1.1 dB
1000 m	1.2 dB	**1.2 dB**	**1.3 dB**	**1.2 dB**	**1.2 dB**	**0.9 dB**	**1.1 dB**
1259 m	1.2 dB	1.3 dB	1.4 dB	1.2 dB	1.3 dB	0.9 dB	1.1 dB
1585 m	1.3 dB	1.4 dB	1.5 dB	1.3 dB	1.3 dB	1.0 dB	1.0 dB
1995 m	1.4 dB	**1.5 dB**	1.7 dB	1.4 dB	1.4 dB	1.2 dB	1.0 dB
2512 m	1.5 dB	1.6 dB	1.8 dB	1.5 dB	1.5 dB	1.3 dB	1.1 dB
3162 m	1.6 dB	1.7 dB	1.9 dB	1.6 dB	1.5 dB	1.5 dB	1.1 dB
3981 m	1.7 dB	1.9 dB	2.0 dB	1.8 dB	1.6 dB	1.6 dB	1.2 dB
5012 m	1.8 dB	**2.0 dB**	2.2 dB	1.9 dB	1.7 dB	1.8 dB	1.3 dB

Distanz	Start						
	(Alle)	A320	B73S	B7474	MD11	MD83	SF34
100 m	0.3 dB	**0.4 dB**	0.3 dB	0.4 dB	0.4 dB	0.3 dB	0.1 dB
126 m	0.4 dB	0.4 dB	0.3 dB	0.5 dB	0.4 dB	0.4 dB	0.1 dB
158 m	0.4 dB	0.5 dB	0.4 dB	0.6 dB	0.5 dB	0.4 dB	0.1 dB
200 m	0.5 dB	0.6 dB	0.4 dB	0.6 dB	0.5 dB	0.5 dB	0.2 dB
251 m	0.5 dB	0.6 dB	0.4 dB	0.7 dB	0.6 dB	0.6 dB	0.2 dB
316 m	0.6 dB	**0.6 dB**	0.5 dB	0.7 dB	0.6 dB	0.6 dB	0.2 dB
398 m	0.6 dB	0.7 dB	0.5 dB	0.7 dB	0.6 dB	0.7 dB	0.2 dB
501 m	0.6 dB	**0.7 dB**	0.6 dB	0.8 dB	0.7 dB	0.8 dB	0.3 dB
631 m	0.7 dB	0.8 dB	0.6 dB	0.8 dB	0.7 dB	0.9 dB	0.3 dB
794 m	0.7 dB	0.8 dB	0.7 dB	0.8 dB	0.8 dB	0.9 dB	0.4 dB
1000 m	0.8 dB	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**0.9 dB**	**0.8 dB**	**1.0 dB**	**0.4 dB**
1259 m	0.9 dB	1.0 dB	0.9 dB	1.0 dB	0.9 dB	1.1 dB	0.5 dB
1585 m	1.0 dB	1.1 dB	1.0 dB	1.0 dB	1.0 dB	1.2 dB	0.5 dB
1995 m	1.1 dB	**1.2 dB**	1.1 dB	1.1 dB	1.1 dB	1.3 dB	0.6 dB
2512 m	1.2 dB	1.3 dB	1.2 dB	1.2 dB	1.2 dB	1.4 dB	0.7 dB
3162 m	1.3 dB	1.5 dB	1.3 dB	1.4 dB	1.3 dB	1.5 dB	0.8 dB
3981 m	1.4 dB	1.6 dB	1.5 dB	1.5 dB	1.4 dB	1.6 dB	0.9 dB
5012 m	1.6 dB	**1.8 dB**	1.6 dB	1.6 dB	1.5 dB	1.8 dB	1.0 dB

Die hier fett gedruckten Werte entsprechen den Standardabweichungen der Pegelkorrekturen, welche für die A320 in Distanzen von 100, 300, 500, 1000, 2000 und 5000 Metern in den Tabellen A1 und B1 resp. für die restlichen Flugzeugtypen in den Tabellen D1 und D2 in einer Distanz von 1000 Metern gegeben sind.

Anhang A13.2 (Forts.)

G) Vergleich der Korrekturen für Maximal- und Ereignispegel (ausgewähltes Beispiel)

Distanz	A) Start A320	B) Landung A320
100 m		
500 m		
1000 m		
2000 m		
5000 m		

Dargestellt sind die Mittelwerte der Differenzen k_{ISA} für L_{AE} minus k_{ISA} für $L_{A,max}$

A14 Richtwirkung ausgewählter Flugzeugtypen

A14.1 Rotationssymmetrie (rot)

θ	A320, LAP		A320, SVG		MD11, SVG		MD83, SVG		RJ100, SVG		SB20, SVG	
	D_A	*SD**	D_A	*SD**	D_A	*SD**	D_A	*SD**	D_A	*SD**	D_A	*SD**
0 °	1.5	1.9	2.1	3.7	0.1	0.9	-5.7	1.6	-0.2	2.5	4.4	1.9
10 °	1.6	1.9	1.9	3.7	-0.3	0.9	-5.9	1.6	-0.3	2.5	3.8	1.9
20 °	1.8	1.9	1.4	3.7	-1.0	0.9	-6.2	1.6	-0.5	2.5	2.4	1.9
30 °	1.7	1.8	1.2	2.1	-1.5	1.9	-5.8	1.2	-0.5	2.0	1.1	2.6
40 °	1.3	1.5	1.2	1.7	-1.4	1.2	-5.0	1.5	-0.4	1.8	0.7	2.1
50 °	0.6	1.5	1.1	1.7	-0.9	1.2	-4.2	1.5	-0.4	1.8	1.0	2.1
60 °	0.0	1.9	0.6	1.3	-0.5	1.6	-3.8	1.4	-0.6	1.8	1.6	2.4
70 °	-0.2	1.9	0.1	1.3	0.0	1.6	-3.1	1.4	-0.8	1.8	1.6	2.4
80 °	0.1	1.9	0.2	1.8	0.7	1.7	-1.7	0.9	-0.4	1.6	1.1	2.1
90 °	0.8	1.9	0.8	1.8	1.7	1.7	0.3	0.9	0.5	1.6	0.3	2.1
100 °	1.2	1.9	1.3	1.8	2.2	1.7	1.9	0.9	1.4	1.6	-0.5	2.1
110 °	0.8	2.2	0.8	1.8	1.9	1.3	2.6	1.2	1.8	1.9	-1.0	1.5
120 °	-0.5	2.2	-0.6	1.8	0.8	1.3	2.8	1.2	1.5	1.9	-1.6	1.5
130 °	-2.2	1.8	-2.4	1.8	-0.9	1.5	3.0	1.5	0.6	2.1	-2.7	1.7
140 °	-3.9	1.8	-4.4	1.8	-3.1	1.5	2.5	1.5	-1.2	2.1	-4.2	1.7
150 °	-5.0	1.8	-6.9	1.8	-6.2	1.5	-0.1	1.5	-3.9	2.1	-5.8	1.7
160 °	-5.4	1.8	-9.9	1.8	-9.9	1.5	-5.0	1.5	-7.2	2.1	-7.0	1.7
170 °	-5.4	1.8	-12.5	1.8	-13.1	1.5	-10.2	1.5	-10.2	2.1	-7.8	1.7
180 °	-5.3	1.8	-13.6	1.8	-14.4	1.5	-12.5	1.5	-11.4	2.1	-8.0	1.7

Grafische Darstellungen siehe Anhang A14.4 unten

Legende:

LAP: Landung; Konfiguration im Endanflugbereich.
D_A: Richtwirkungskorrektur für A-bewerteten Schallleistungspegel, dB
*SD**: Standardabweichung (Standard Deviation) der Differenzen zwischen den auf 305 Metern normierten gemessenen und mittels Hik-Koeffizienten berechneten A-bewerteten Einzelereignispegeln; SD ist eine Angabe zur Güte des Fits.
SFT: Start mit hohem Startgewicht (ATOM > 85% MTOM).
SVG: Start mit mittlerem Startgewicht (ATOM ≤ 85% MTOM).
θ: Polarwinkel, logitudinaler Abstrahlwinkel, °

A14.2 Dreidimensionale Richtwirkung (3di)

θ	A320, LAP				A320, SVG				MD11, SVG			
	D_A			SD**	D_A			SD**	D_A			SD**
	φ=0°	φ=30°	φ=60°		φ=0°	φ=30°	φ=60°		φ=0°	φ=30°	φ=60°	
0 °	1.9	1.9	1.9	2.4	-5.5	-5.5	-5.5	2.4	-2.4	-2.4	-2.4	2.4
10 °	1.9	1.9	2.0	2.4	-1.4	-1.5	-2.3	2.4	-2.1	-2.0	-1.9	2.4
20 °	1.7	1.8	1.9	2.4	-0.1	0.0	0.3	2.4	-1.8	-1.5	-0.9	2.4
30 °	1.5	1.6	1.5	1.8	0.6	0.7	1.5	1.8	-1.6	-1.3	-0.1	1.8
40 °	1.5	1.5	0.8	1.8	0.8	1.4	1.6	1.8	-1.2	-1.2	-0.1	1.8
50 °	1.5	1.4	0.2	1.8	0.2	1.5	0.9	1.8	-0.5	-1.1	-0.5	1.8
60 °	0.8	0.9	-0.2	1.4	-0.5	1.0	0.0	1.4	0.1	-0.7	-0.6	1.4
70 °	-0.1	0.2	-0.4	1.4	-0.9	0.6	-0.5	1.4	0.6	-0.1	-0.2	1.4
80 °	0.3	0.2	-0.4	1.4	-0.9	0.9	-0.5	1.4	1.1	0.9	0.8	1.4
90 °	1.9	1.0	0.0	1.4	-0.8	1.7	0.2	1.4	1.9	1.8	1.9	1.4
100 °	3.0	1.6	0.4	1.4	-0.9	2.4	0.9	1.4	2.4	2.1	2.6	1.4
110 °	1.9	1.0	0.4	1.4	-1.5	1.8	0.9	1.4	2.1	1.4	2.3	1.4
120 °	-0.5	-0.7	-0.6	1.4	-2.8	-0.2	-0.2	1.4	0.8	0.1	0.9	1.4
130 °	-2.3	-2.3	-2.6	1.5	-4.3	-2.8	-2.1	1.5	-0.6	-1.4	-1.4	1.5
140 °	-2.6	-3.2	-4.9	1.5	-5.8	-5.2	-4.5	1.5	-1.9	-3.1	-4.2	1.5
150 °	-2.9	-4.1	-6.9	1.5	-7.8	-7.5	-7.5	1.5	-4.7	-6.0	-7.7	1.5
160 °	-4.8	-6.0	-8.4	2.9	-10.4	-10.5	-11.0	2.9	-9.8	-10.6	-11.7	2.9
170 °	-8.0	-8.4	-9.4	2.9	-13.7	-13.9	-14.4	2.9	-14.8	-14.9	-15.0	2.9
180 °	-9.9	-9.9	-9.9	2.9	-15.8	-15.8	-15.8	2.9	-16.0	-16.0	-16.0	2.9

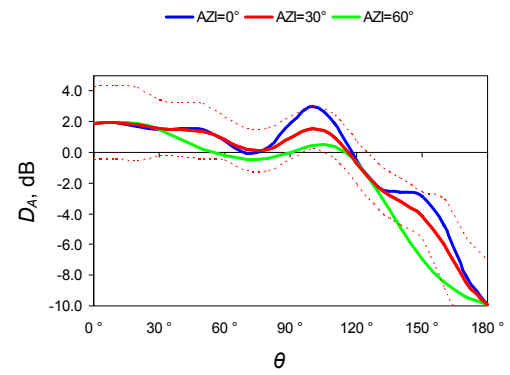
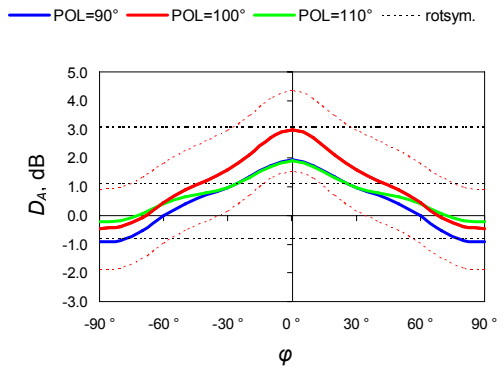
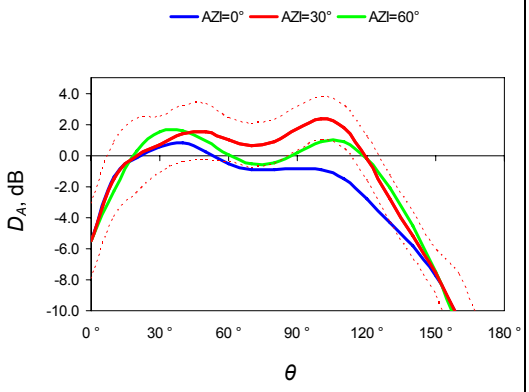
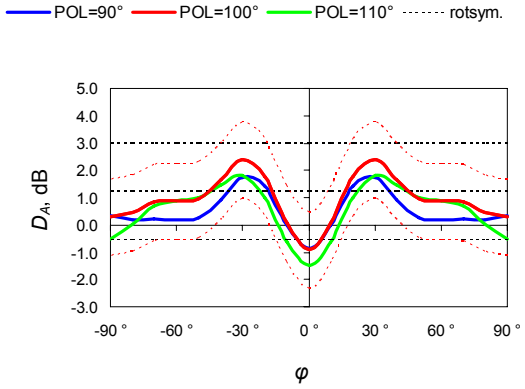
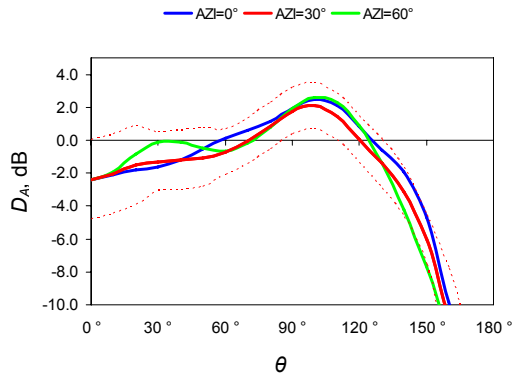
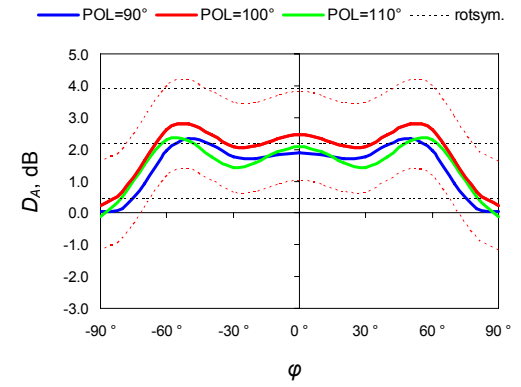
θ	MD83, SVG				RJ100, SVG				SB20, SVG			
	D_A			SD**	D_A			SD**	D_A			SD**
	φ=0°	φ=30°	φ=60°		φ=0°	φ=30°	φ=60°		φ=0°	φ=30°	φ=60°	
0 °	-12.6	-12.6	-12.6	2.4	-2.8	-2.8	-2.8	2.4	1.5	1.5	1.5	2.4
10 °	-8.3	-8.6	-9.3	2.4	-1.8	-1.8	-1.9	2.4	0.2	0.5	1.4	2.4
20 °	-5.8	-6.4	-7.7	2.4	-1.3	-1.2	-0.6	2.4	-0.6	-0.1	1.8	2.4
30 °	-5.0	-5.3	-6.5	1.8	-0.5	-0.5	0.1	1.8	-0.5	-0.6	1.9	1.8
40 °	-5.1	-5.1	-5.6	1.8	-0.2	0.2	-0.1	1.8	-0.3	-1.0	1.4	1.8
50 °	-4.2	-4.2	-4.8	1.8	-0.9	0.6	-0.8	1.8	0.0	-1.0	0.7	1.8
60 °	-3.1	-2.7	-4.0	1.4	-1.3	0.7	-1.3	1.4	0.0	-0.2	0.4	1.4
70 °	-2.3	-1.6	-2.9	1.4	-0.9	0.9	-1.4	1.4	-0.7	0.8	0.2	1.4
80 °	-1.1	-1.2	-1.2	1.4	-0.6	1.2	-0.9	1.4	-1.3	0.7	-0.5	1.4
90 °	0.4	-0.2	0.7	1.4	-0.3	1.7	0.0	1.4	-1.8	-0.6	-1.4	1.4
100 °	1.8	1.7	2.2	1.4	0.3	2.4	1.1	1.4	-2.1	-2.0	-2.0	1.4
110 °	2.9	3.7	2.8	1.4	0.8	2.8	1.8	1.4	-2.4	-2.9	-2.9	1.4
120 °	3.4	4.1	2.9	1.4	0.4	2.6	1.5	1.4	-2.8	-3.6	-3.9	1.4
130 °	2.7	3.1	3.1	1.5	-0.6	1.4	0.0	1.5	-3.6	-4.5	-4.9	1.5
140 °	1.7	2.3	2.5	1.5	-1.0	-0.3	-2.4	1.5	-5.3	-5.8	-5.9	1.5
150 °	1.1	1.2	-0.6	1.5	-2.5	-3.0	-5.6	1.5	-7.1	-7.3	-7.2	1.5
160 °	-2.8	-3.8	-6.4	2.9	-6.5	-7.2	-9.4	2.9	-9.0	-9.1	-9.0	2.9
170 °	-11.1	-11.4	-11.1	2.9	-11.4	-11.9	-13.1	2.9	-10.9	-11.0	-11.1	2.9
180 °	-9.2	-9.2	-9.2	2.9	-14.9	-14.9	-14.9	2.9	-12.0	-12.0	-12.0	2.9

Grafische Darstellungen siehe nachfolgende Seiten!

Legende:

LAP: Landung; Konfiguration im Endanflugbereich.
D_A: Richtwirkungskorrektur für A-bewerteten Schallleistungspegel, dB
SD*: Standardabweichung (Standard Deviation) der Differenzen zwischen den auf 305 Metern normierten gemessenen und mittels Hik-Koeffizienten berechneten A-bewerteten Einzelereignispegeln; SD ist eine Angabe zur Güte des Fits.
SD**: Streuung der auf 305 Meter normierten und auf Freifeldbedingungen umgerechneten Messwerte innerhalb eines vorgegebenen Winkelsegments [61].
SFT: Start mit hohem Startgewicht (ATOM > 85% MTOM).
SVG: Start mit mittlerem Startgewicht (ATOM ≤ 85% MTOM).
θ: Polarwinkel, logitudinaler Abstrahlwinkel, °
φ: Azimutaler Abstrahlwinkel, °

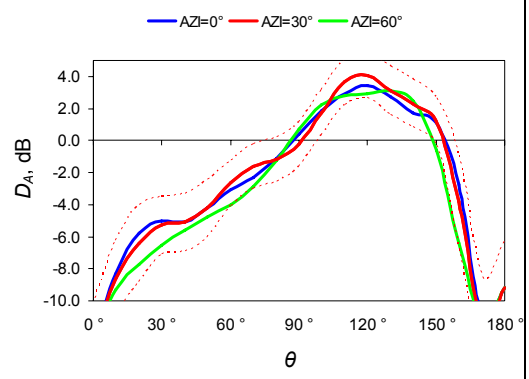
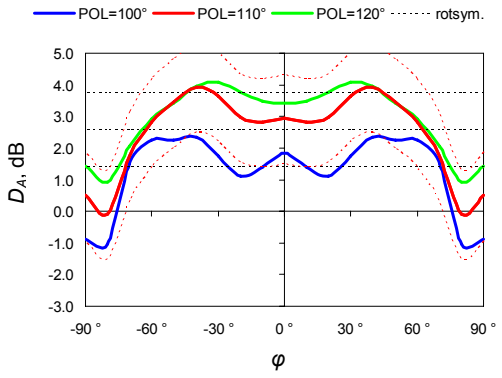
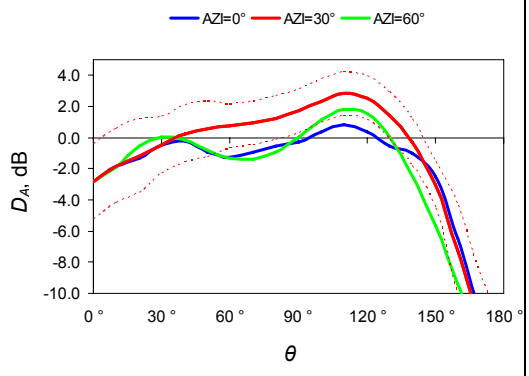
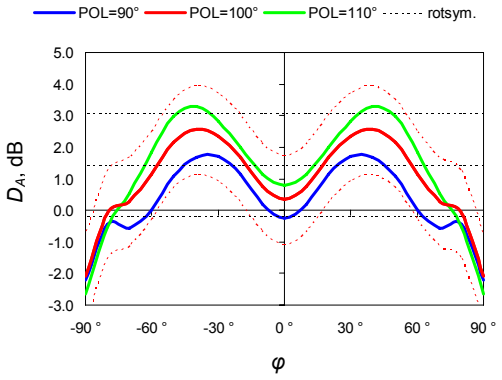
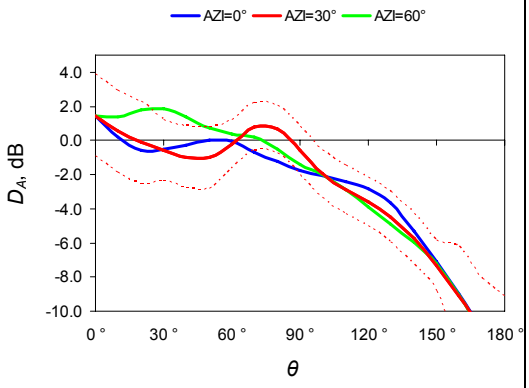
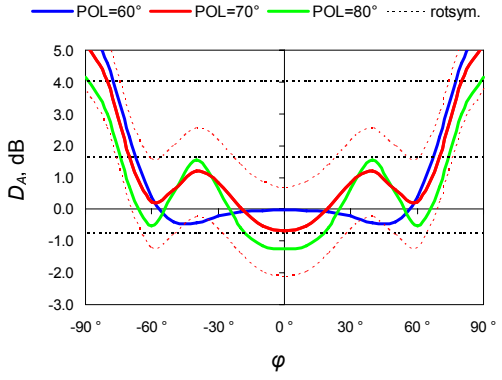
A14.3 Grafiken zu dreidimensionaler Richtwirkung

	Längsschnitt: Polare Richtwirkung für drei verschiedene φ	Vertikalschnitt: Azimutale Richtwirkung für drei verschiedene θ
A320, LAP		
A320, SVG		
MD11, SVG		

(Das Flugzeug fliegt nach links.) Es werden die A-bewerteten Richtwirkungskorrekturen D_A in Abhängigkeit des Polarwinkels θ für drei verschiedene Azimutwinkel φ gezeigt: Direkt senkrecht unterhalb des Flugzeugs (blau), 30° seitlich zum Flugzeug (rot) und 60° seitlich zum Flugzeug (grün). Die rot gepunkteten Linien zeigen die Standardunsicherheit der A-bewerteten Richtwirkungunskorrektur D_A beim Azimutwinkel von 30°.

(Das Flugzeug fliegt aus dem Bild heraus.) Es werden die A-bewerteten Richtwirkungskorrekturen D_A in Abhängigkeit des Azimutwinkels φ für drei verschiedene Polarwinkel θ gezeigt: 90° entspricht dem kürzesten Abstand (blaue Linie); bei Polarwinkeln um 100° tritt bei den meisten Flugzeugen mit Strahltriebwerken der Maximalpegel auf (rote Linie). Die rot gepunkteten Linien zeigen die Standardunsicherheit der A-bewerteten Richtwirkungskorrektur D_A beim Polarwinkel von 100°.

Anhang A14.3 (Forts.)

	Längsschnitt: Polare Richtwirkung für drei verschiedene φ	Vertikalschnitt: Azimutale Richtwirkung für drei verschiedene θ
MD83, SVG		
RJ100, SVG		
SB20, SVG		

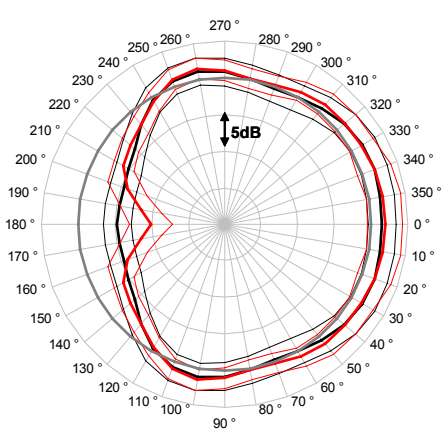
(Das Flugzeug fliegt nach links.) Es werden die A-bewerteten Richtwirkungskorrekturen D_A in Abhängigkeit des Polarwinkels θ für drei verschiedene Azimutwinkel φ gezeigt: Direkt senkrecht unterhalb des Flugzeugs (blau), 30° seitlich zum Flugzeug (rot) und 60° seitlich zum Flugzeug (grün). Die rot gepunkteten Linien zeigen die Standardunsicherheit der A-bewerteten Richtwirkungunskorrektur D_A beim Azimutwinkel von 30°.

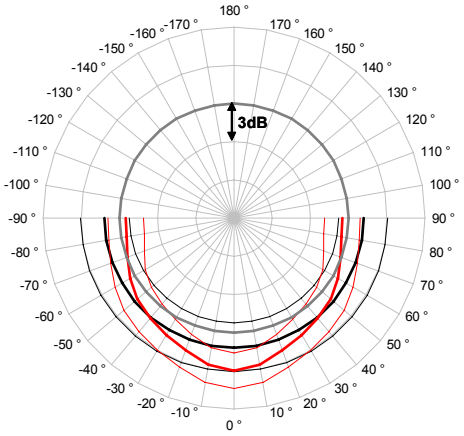
(Das Flugzeug fliegt aus dem Bild heraus.) Es werden die A-bewerteten Richtwirkungskorrekturen D_A in Abhängigkeit des Azimutwinkels φ für drei verschiedene Polarwinkel θ gezeigt: 90° entspricht dem kürzesten Abstand (blaue Linie); bei Polarwinkeln um 100° tritt bei den meisten Flugzeugen mit Strahltriebwerken der Maximalpegel auf (rote Linie). Die rot gepunkteten Linien zeigen die Standardunsicherheit der A-bewerteten Richtwirkungskorrektur D_A beim Polarwinkel von 100°.

A14.4 Vergleich rotationssymmetrische und dreidimensionale Richtwirkung

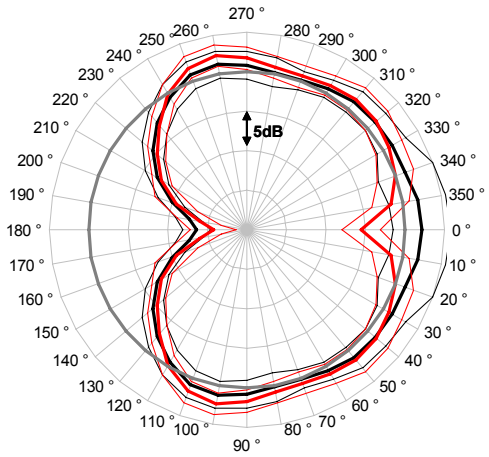
Polare Richtwirkung für φ = 30° Azimutale Richtwirkung für θ = 100°

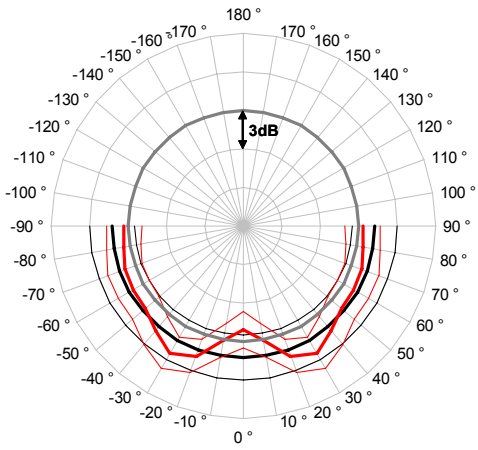
A320, LAP



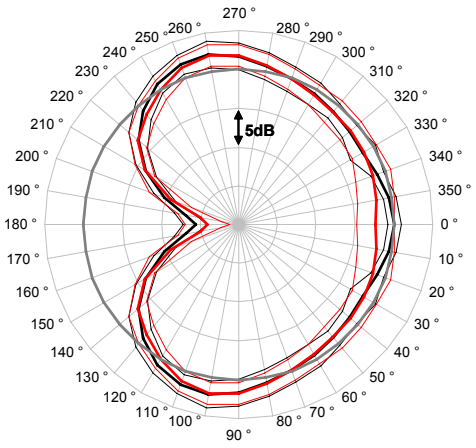


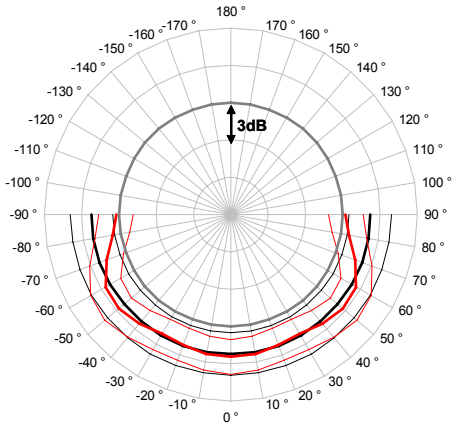
A320, SVG





MD11, SVG

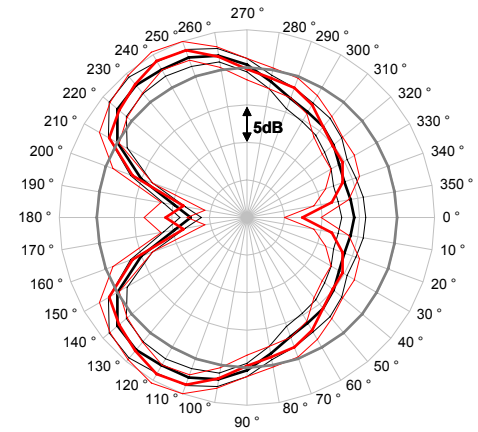


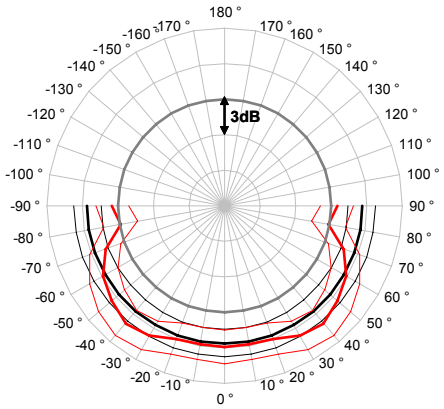


Legende siehe nächste Seite.

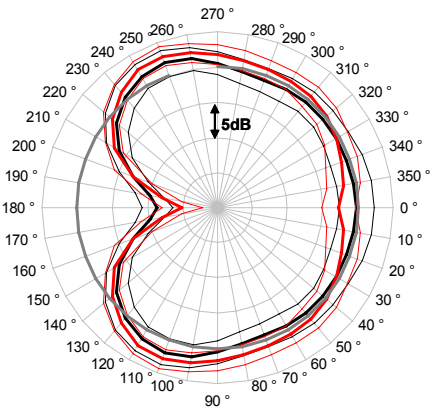
Anhang A14.4 (Forts.)

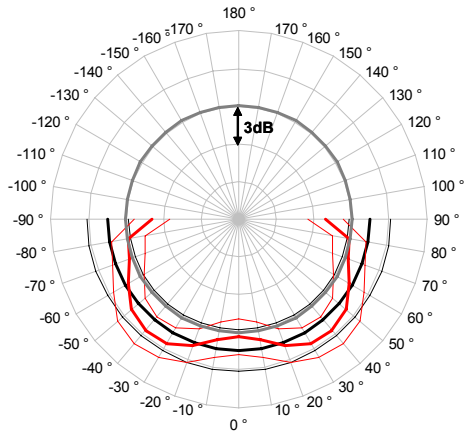
MD83, SVG



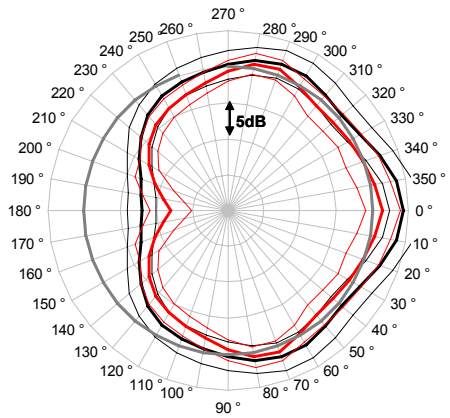


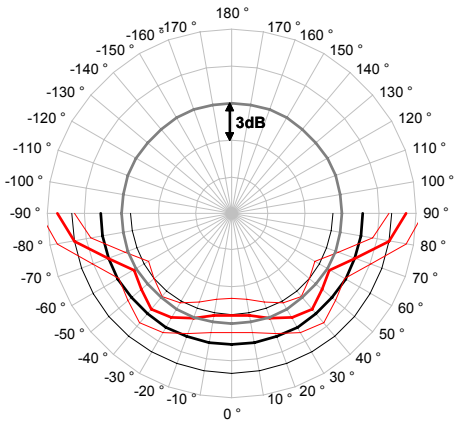
RJ100, SVG





SB20, SVG





Richtwirkung longitudinal (linke Spalte) und azimutal (rechte Spalte) für konstanten Azimutwinkel φ von 30° resp. konstanten Polarwinkel θ von 100°; schwarz und fett ausgezogene Linien zeigen Rotationssymmetrie, rot und fett die 3D-Richtwirkung; die fein ausgezogenen Linien in der entsprechenden Farbe zeigen jeweils den Streubereich (±*SD*); grau und fett hervorgehoben ist die Nulllinie.

A15 Streuung des Pegels innerhalb derselben Typengruppe

A15.1 Unsicherheit in der Typenzuordnung

A) Landung

Typ	SD_1	SD_2	u_{as}	SD_1*	SD_2*	$\breve{u}_{as}$
A109K	0.9		**0.9**	0.1		**0.1**
A310	0.3	0.3	**0.3**	0.1	0.1	**0.1**
A319	2.3		**2.3**	0.0		**0.0**
A320 **						
A321 **						
AS332	1.0	0.7	**0.8**	0.1	0.1	**0.1**
AT42	3.3	1.9	**2.6**	0.2	0.3	**0.2**
B727	0.7	0.9	**0.8**	0.1	0.2	**0.1**
B737	0.8	0.6	**0.7**	0.2	0.1	**0.2**
B73F	0.6	0.4	**0.5**	0.1	0.1	**0.1**
B73S	1.4	1.5	**1.4**	0.3	0.2	**0.3**
B73V	0.2	0.2	**0.2**	0.0	0.0	**0.0**
B7473	2.6	5.0	**3.8**	0.1	0.2	**0.1**
B7474	0.5	0.0	**0.3**	0.0	0.0	**0.0**
B757	0.8	0.8	**0.8**	0.0	0.0	**0.0**
B767	1.3	1.7	**1.5**	0.1	0.2	**0.2**
BA11	4.1	5.2	**4.7**	0.3	0.2	**0.2**
BE30	2.2		**2.2**	0.4		**0.4**
C550	2.7	1.2	**1.9**	0.2	0.1	**0.1**
C650 **						
CL65	0.5	0.9	**0.7**	0.3	0.4	**0.4**
D328 **						
DA20	1.5	0.6	**1.1**	0.6	0.2	**0.4**
DA90	0.4	0.4	**0.4**	0.2	0.2	**0.2**
DC10	5.1	5.1	**5.1**	0.4	0.3	**0.3**
DC930	0.8	0.7	**0.8**	0.3	0.1	**0.2**
DH8	3.0	4.7	**3.9**	0.7	0.4	**0.5**
FK10 **						
FK50 **						
FK70	0.8	1.0	**0.9**	0.1	0.2	**0.2**
HS257	2.2	3.6	**2.9**	0.0	0.0	**0.0**
LR35	1.6	1.1	**1.3**	0.1	0.2	**0.2**
MD11		1.0	**1.0**		0.0	**0.0**
MD80	3.9	1.6	**2.8**	0.1	0.2	**0.2**
MD83		1.0	**1.0**		0.0	**0.0**
MD87		1.4	**1.4**		0.0	**0.0**
RJ100	0.2	0.3	**0.2**	0.0	0.1	**0.0**
SA316	1.8		**1.8**	1.1		**1.1**
SB20 **						
SF34	2.3	1.2	**1.7**	0.1	0.1	**0.1**
TU34A **						
TU54B**						
TU54M		2.0	**2.0**		0.0	**0.0**

B) Start

Typ	SD_1	SD_2	u_{as}	SD_1*	SD_2*	$\breve{u}_{as}$
A109K	3.9		**3.9**	0.5		**0.5**
A3103	1.2	1.0	**1.1**	0.2	0.2	**0.2**
A319	0.6	1.4	**1.0**	0.0	0.0	**0.0**
A320 **						
A321 **						
A3302	1.3	0.2	**0.8**	0.0	0.0	**0.0**
A340	3.3	3.5	**3.4**	0.1	0.2	**0.2**
A3406 ***						
AS332	0.4	1.4	**0.9**	0.0	0.3	**0.1**
AT42	4.4	1.7	**3.1**	0.1	0.2	**0.2**
B707F **						
B7272	2.4	2.4	**2.4**	0.4	0.8	**0.6**
B727A	1.6	1.4	**1.5**	0.7	0.3	**0.5**
B737A						
B73F	0.7	0.7	**0.7**	0.3	0.2	**0.2**
B73S	1.2	1.1	**1.1**	0.2	0.2	**0.2**
B73V	0.9	0.8	**0.9**	0.1	0.1	**0.1**
B7473	2.2	5.6	**3.9**	0.1	0.1	**0.1**
B7474		1.6	**1.6**		0.0	**0.0**
B7572	0.3	2.6	**1.4**	0.0	0.0	**0.0**
B7672 **						
B7673	0.8	0.1	**0.4**	0.0	0.0	**0.0**
BA11	5.2	7.5	**6.3**	2.4	3.0	**2.7**
BE20	2.0		**2.0**	0.1		**0.1**
C550	2.7	2.2	**2.5**	0.1	0.1	**0.1**
C650						
CL65	1.0	1.7	**1.4**	0.5	0.6	**0.6**
D328						
DA20	3.8	2.0	**2.9**	0.4	0.3	**0.4**
DA90	2.3	1.2	**1.8**	0.5	0.3	**0.4**
DC10	2.3	1.6	**1.9**	0.1	0.2	**0.1**
DC3		1.9	**1.9**		0.1	**0.1**
DC930	7.4	4.4	**5.9**	0.7	0.6	**0.7**
FK10 **						
FK50 **						
FK70	1.3	0.9	**1.1**	0.2	0.1	**0.1**
HS257	3.0	3.6	**3.3**	0.4	0.6	**0.5**
LR30	1.7	1.4	**1.6**	0.4	0.4	**0.4**
LR50	1.1	1.4	**1.2**	0.2	0.4	**0.3**
MD11	0.1	2.0	**1.1**	0.0	0.0	**0.0**
MD80	0.2	0.6	**0.4**	0.1	0.4	**0.3**
MD83	2.1	0.4	**1.2**	0.0	0.0	**0.0**
MD87	3.1	1.8	**2.4**	0.0	0.0	**0.0**
RJ100	0.9	2.1	**1.5**	0.1	0.0	**0.1**
SA316	1.8		**1.8**	1.1		**1.1**
SB20 **						
SF34	2.9	3.3	**3.1**	0.4	0.6	**0.5**
TU34A **						
TU54B **						
TU54M	0.8	1.7	**1.3**	0.2	0.2	**0.2**
YK42	3.5	3.8	**3.7**	0.0	0.1	**0.1**

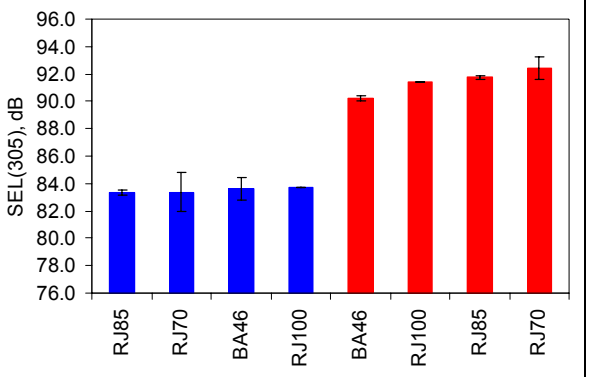
Legende:

* An die Flotte in Genf und Zürich angepasster Wert.
** Nur u_{eng}; vgl. Anhänge A10.4 und A11.
*** Weder u_{as} noch u_{eng}.
SD_2: Streuung in den Differenzen gemittelter Einzelpegeldifferenzen
SD_1: Streuung in den Differenzen normierter Ereignispegel.

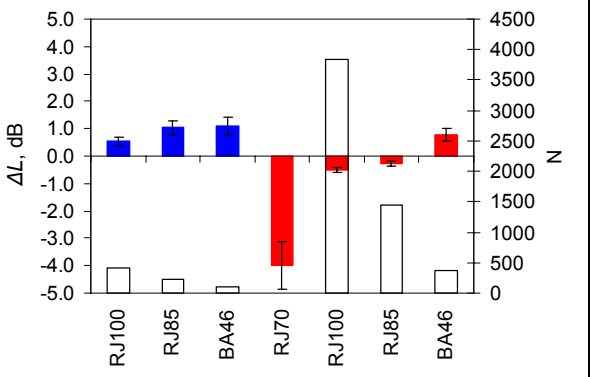
Die Rechenvorschrift und ein Rechenbeispiel sind auf der nächsten Seite zu finden.

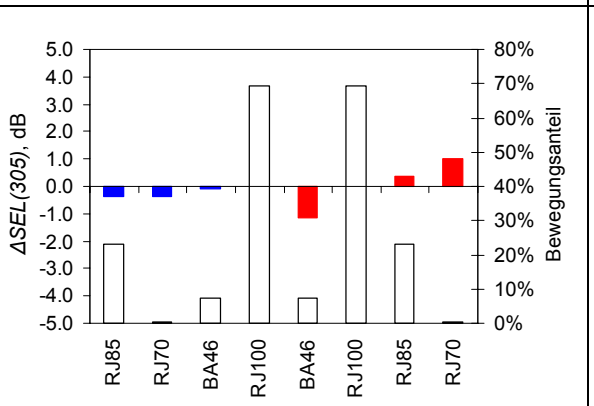
A15.2 Berechnungsbeispiel zur Ermittlung von u_{as}

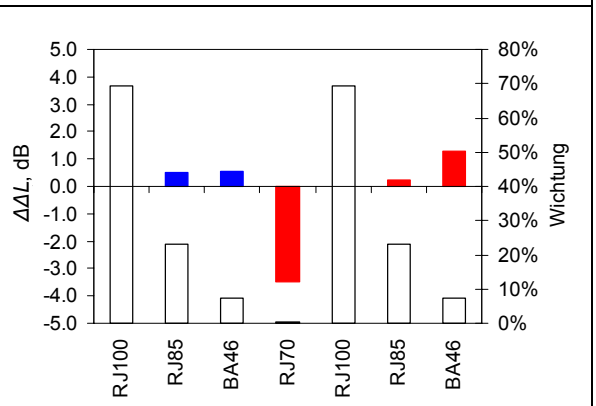
Auf 305 Meter normierte Einzelereignispegel aus Monitoringmessungen in Zürich von 2001 bis 2003



Berechnete minus gemessene Ereignispegel (Zürich 2001 bis 2003, alle Monitoringstationen)







	Landung, blaue Säulen				
	TYP10	*SEL305*	*ΔSEL*	*Wicht.*	*ΔSEL**
Ref.	*RJ100*	*83.7*	*0.0*	*69%*	*0.0*
	BA46	83.6	-0.1	7%	0.0
	RJ70	83.4	-0.4	0%	0.0
	RJ85	83.4	-0.4	23%	-0.1
		SD_1 =	**0.2**	**SD_1* =**	**0.0**

	Landung, blaue Säulen				
	TYP10	*ΔL*	*ΔΔL*	*Wicht.*	*ΔΔL**
Ref.	*RJ100*	*0.5*	*0.0*	*69%*	*0.0*
	BA46	1.1	0.6	7%	0.0
	RJ70				
	RJ85	1.0	0.5	23%	0.1
		SD_2 =	**0.3**	**0.3**	**SD_2* =**	**0.1**

	Start, rote Säulen				
	TYP10	*SEL305*	*ΔSEL*	*Wicht.*	*ΔSEL**
Ref.	*RJ100*	*91.4*	*0.0*	*69%*	*0.0*
	RJ70	92.4	1.0	0%	0.0
	BA46	90.2	-1.2	7%	-0.1
	RJ85	91.7	0.3	23%	0.1
		SD_1 =	**0.9**	**SD_1* =**	**0.1**

	Start, rote Säulen				
	TYP10	*ΔL*	*ΔΔL*	*Wicht.*	*ΔΔL**
Ref.	*RJ100*	*-0.5*	*0.0*	*69%*	*0.0*
	RJ70	-4.0	-3.5	0%	0.0
	BA46	0.8	1.3	7%	0.1
	RJ85	-0.3	0.2	23%	0.1
		SD_2 =	**2.1**	**2.1**	**SD_2* =**	**0.0**

Berechnungsvorschrift:

$$u_{as} = \frac{1}{2}\left(SD_1 + SD_2\right)$$

$$\breve{u}_{as} = \frac{1}{2}\left(SD_1{}^* + SD_2{}^*\right)$$

Zahlenwerte siehe Anhang A15.1!

A15.3 Motorisierung

A) Landung

Typ-RC	Triebwerkbezeichnungen (In Klammern die Gewichtung auf der Basis der Bewegungen von 2001 bis 2003)
A320	V2500A(0.02), IAE_V2527-(0.01), IAE_V2500-(0.01), CFMI_CFM56(0.06), CFM56-5B4/(0.01), CFM56-5B4(0.01), CFM56-5B(0.7), CFM56-5-A1(0), CFM56-5A(0.18), CFM56-5(0), CFM_56-5A1(0), ----------(0),
A321	V2533-A5(0), V2533A(0.01), V2530A(0.03), V2500A(0), IAE_V2533-(0.03), CFMI_CFM56(0.03), CFM56-5B3/(0.03), CFM56-5B(0.86),
C650	TFE731-3(0.57), TFE731-2(0.01), TFE731-1(0.03), TFE731(0.07), TFE_731-3B(0.02), TFE_731(0.01), JT15D-5(0.01), GA_TFE731-(0.28), ----------(0.01),
D328	PWC_PW119C(0), PWC_PW119B(0.13), PW120A(0.64), PW120(0.12), PW119B(0.05), PW119A(0), PW_119B(0.05), ----------(0.01),
FK10	TAYMK620-1(0.05), TAY650(0.4), TAY620(0.06), TAY_650-15(0.02), Tay_620-15(0), RR_Tay_650(0.14), RR_Tay_620(0.23), ----------(0.08),
FK50	PWC_PW125B(0.01), PW127B(0), PW-125B(0), PW125B(0.38), PW_127-B(0.01), PW_125B_6B(0.15), PW_125B(0.25), PW_125-5_6(0.03), PW_125-5(0.18),
SB20	AE2100A(1),
TU34A	D30-3(0.15), D-30-2(0.1), D30-2(0.75),
TU54B	NK8-2U(0.18), KU_NK-8-2U(0.82),

B) Start

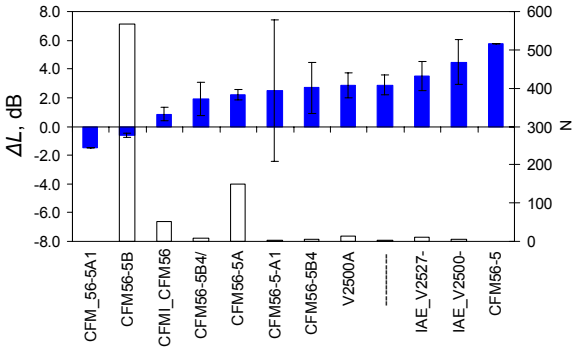
Typ-RC	Triebwerkbezeichnungen (In Klammern die Gewichtung auf der Basis der Bewegungen von 2001 bis 2003)
A320	V2527-A5(0), V2527A(0), V2500-A1(0), V2500A(0.02), V2500(0), IAE_V2527-(0.02), IAE_V2500-(0), CFMI_CFM56(0.06), CFM56-5B4/(0.03), CFM56-5B4(0), CFM56-5B(0.72), CFM56-5A3(0), CFM56-5-A1(0.01), CFM56-5A(0.13), CFM56-5(0), CFM56(0), ----------(0),
A321	V2533-A5(0.01), V2533A(0.01), V2530A(0.05), V2500A(0), IAE_V2533-(0.02), CFMI_CFM56(0.02), CFM56-5B3/(0.02), CFM56-5B(0.87), CFM_56-5B3(0),
B707F	JT3D-3HU(0.17), JT3D-3B(0.17), JT3D-3(0.67),
B737A	PW_JT8D-17(0.01), PW_JT8D-15(0.03), JT8D-17(0.13), JT8D-15A(0.02), JT8D-15(0.82),
B7672	PW4060(0.01), PW4056(0.02), PW4052(0), PW_PW4056(0), JT9D-7R4D(0.18), GE_CF6-80C(0.14), GE_CF6-80A(0), CF6-80C2B6(0.01), CF6-80C2B4(0.4), CF6-80C2B(0.02), CF6-80C2(0.02), CF6-80A(0.18), CF6-50C2R(0),
C650	TFE731-5(0), TFE731-3(0.56), TFE731-2(0.01), TFE731-1(0.03), TFE731(0.1), TFE_731-3B(0.02), TFE_731(0.01), JT15D-5(0.02), GA_TFE731-(0.25), ----------(0.01),
D328	PWC_PW119C(0), PWC_PW119B(0.11), PW120A(0.67), PW120(0.08), PW119B(0.03), PW119A(0), PW_119B_6B(0.01), PW_119B(0.06), ----------(0.02),
FK10	TAYMK620-1(0.07), TAY650(0.28), TAY620(0.06), TAY_650-15(0.04), Tay_620-15(0.02), RR_Tay_650(0.25), RR_Tay_620(0.15), ----------(0.14),
FK50	TFE731-3(0), PWC_PW125B(0.01), PW127B(0.01), PW-125B(0), PW125B(0.4), PW_127-B(0), PW_125B_6B(0.14), PW_125B(0.25), PW_125-5_6(0.03), PW_125-5(0.16),
SB20	AN_AE2100A(0), AE2100A(1), ----------(0),
TU34A	D30-3(0.19), D-30-2(0.06), D30-2(0.74),
TU54B	KU_NK-8-2U(1),

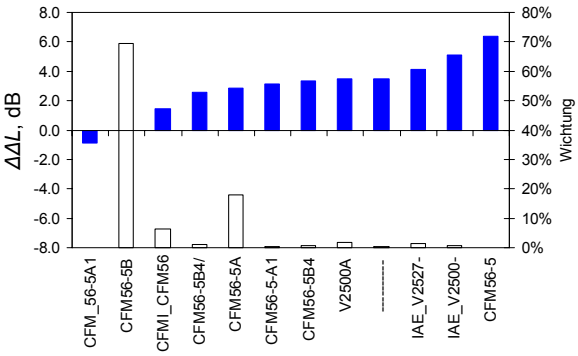
Die Triebwerksbezeichnungen wurden aus den vorhandenen Datensätzen unbesehen und unkorrigiert übernommen. Es ist wahrscheinlich, dass einige Bezeichnungen für ein- und denselben Triebwerkstyp stehen.

A15.4 Berechnungsbeispiel zur Ermittlung der Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung u_{eng}

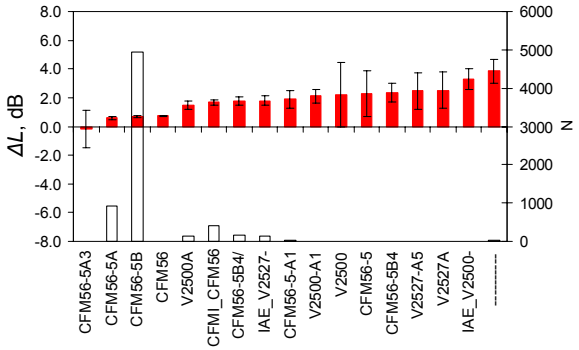
Berechnete minus gemessene Ereignispegel (Zürich 2001 bis 2003, alle Monitoringstationen)

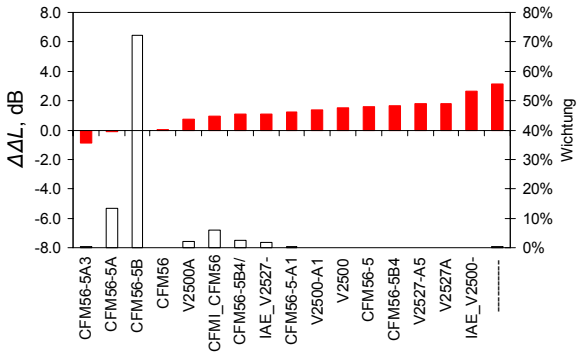
Landung A320





Start A320





	Landung, blaue Säulen				
	Triebwerk	*ΔL*	*ΔΔL*	*Wicht.*	*ΔΔL**
	----------	2.9	3.5	0%	0.0
	CFM_56-5A1	-1.5	-0.9	0%	0.0
	CFM56				
	CFM56-5	5.8	6.4	0%	0.0
	CFM56-5A	2.2	2.9	18%	0.5
	CFM56-5-A1	2.5	3.1	0%	0.0
	CFM56-5A3				
Ref.	*CFM56-5B*	*-0.6*	*0.0*	*70%*	*0.0*
	CFM56-5B4	2.7	3.3	1%	0.0
	CFM56-5B4/	2.0	2.6	1%	0.0
	CFMI_CFM56	0.8	1.5	6%	0.1
	IAE_V2500-	4.5	5.1	1%	0.0
	IAE_V2527-	3.5	4.1	1%	0.1
	V2500				
	V2500A	2.8	3.5	2%	0.1
	V2500-A1				
	V2527A				
	V2527-A5				
	***SD* =**	**2.0**	**2.0**	***SD** =***	**0.1**

	Start, rote Säulen				
	Triebwerk	*ΔL*	*ΔΔL*	*Wicht.*	*ΔΔL**
	----------	3.9	3.2	0%	0.0
	CFM_56-5A1				
	CFM56	0.7	0.0	0%	0.0
	CFM56-5	2.3	1.6	0%	0.0
	CFM56-5A	0.6	-0.1	13%	0.0
	CFM56-5-A1	1.9	1.2	1%	0.0
	CFM56-5A3	-0.2	-0.9	0%	0.0
Ref.	*CFM56-5B*	*0.7*	*0.0*	*72%*	*0.0*
	CFM56-5B4	2.4	1.7	0%	0.0
	CFM56-5B4/	1.8	1.1	3%	0.0
	CFMI_CFM56	1.7	1.0	6%	0.1
	IAE_V2500-	3.3	2.6	0%	0.0
	IAE_V2527-	1.8	1.1	2%	0.0
	V2500	2.2	1.5	0%	0.0
	V2500A	1.5	0.8	2%	0.0
	V2500-A1	2.1	1.4	0%	0.0
	V2527A	2.5	1.8	0%	0.0
	V2527-A5	2.5	1.8	0%	0.0
	***SD* =**	**1.0**	**1.0**	***SD** =***	**0.0**

Die Triebwerksbezeichnungen wurden aus den vorhandenen Datensätzen unbesehen und unkorrigiert übernommen. Es ist wahrscheinlich, dass einige Bezeichnungen für ein- und denselben Triebwerkstyp stehen. Auf die vorliegende grobe Abschätzung dürfte sich jedoch das Vernachlässigen der eindeutigen Triebwerksidentifikation kaum auswirken, da in den meisten Fällen ein oder zwei Triebwerkstypen dominieren.

A16 Komponenten der Modellunsicherheit

A16.1 Landung

Typ-RC	u_{sour}	Gewichtet		Ungewichtet		$\breve{u}_{ac}$	u_{ac}	u_{spek}	
		$\breve{u}_{eng}$	$\breve{u}_{as}$	u_{eng}	u_{as}			*M*	*B*
A109K	0.5		0.1		0.9	0.5	1.1	0.667	0.004
A310	0.6		0.1		0.3	0.6	0.7	0.565	0.016
A319	0.5		0.0		2.3	0.5	2.3	0.644	0.005
A320	0.3	0.1		2.0		0.4	2.0	0.640	0.006
A321	0.6	0.0		1.2		0.6	1.3	0.579	0.010
AS332	0.5		0.1		0.8	0.5	1.0	0.844	0.001
AT42	1.1		0.2		2.6	1.1	2.8	0.637	0.010
B727	1.7		0.1		0.8	1.7	1.9	0.537	0.031
B737	1.1		0.2		0.7	1.1	1.3	0.613	0.018
B73F	0.6		0.1		0.5	0.6	0.8	0.684	0.005
B73S	0.5		0.3		1.4	0.6	1.5	0.716	0.004
B73V	0.5		0.0		0.2	0.5	0.5	0.808	0.002
B7473	0.8		0.1		3.8	0.8	3.9	0.630	0.014
B7474	1.1		0.0		0.3	1.1	1.1	0.634	0.007
B757	0.8		0.0		0.8	0.8	1.1	0.575	0.012
B767	0.7		0.2		1.5	0.7	1.6	0.506	0.028
BA11	1.9		0.2		4.7	2.0	5.1	0.668	0.015
BE30	2.6		0.4		2.2	2.6	3.4	0.781	0.002
C550	0.8		0.1		1.9	0.9	2.1	0.531	0.026
C650	2.9	0.0		1.4		2.9	3.2	0.531	0.026
CL65	0.6		0.4		0.7	0.7	0.9	0.547	0.016
D328	1.2	0.0		1.1		1.2	1.6	0.729	0.004
DA20	1.4		0.4		1.1	1.5	1.8	0.423	0.101
DA90	2.2		0.2		0.4	2.2	2.2	0.636	0.008
DC10	0.9		0.3		5.1	1.0	5.2	0.437	0.050
DC930	0.9		0.2		0.8	1.0	1.2	0.655	0.009
DH8	1.1		0.5		3.9	1.2	4.0	0.672	0.007
FK10	0.9	0.1		0.9		0.9	1.2	0.575	0.010
FK50	0.6	0.1		0.5		0.6	0.7	0.634	0.010
FK70	0.6		0.2		0.9	0.7	1.1	0.575	0.010
HS257	1.2		0.0		2.9	1.2	3.1	0.724	0.004
LR35	0.9		0.2		1.3	0.9	1.6	0.578	0.015
MD11	0.6		0.0		1.0	0.6	1.1	0.583	0.014
MD80	0.4		0.2		2.8	0.4	2.8	0.602	0.015
MD83	0.9		0.0		1.0	0.9	1.3	0.581	0.017
MD87	0.6		0.0		1.4	0.6	1.6	0.735	0.004
RJ100	0.3		0.0		0.2	0.3	0.4	0.755	0.003
SA316	0.5		1.1		1.8	1.2	1.9	0.869	0.001
SB20	0.3	0.0		0.0		0.3	0.3	0.691	0.004
SF34	0.5		0.1		1.7	0.5	1.8	0.736	0.007
TU34A	1.1	0.1		0.9		1.1	1.4	0.613	0.018
TU54B	2.0	0.8		4.4		2.2	4.8	0.414	0.072
TU54M	2.1		0.0		2.0	2.1	2.9	0.685	0.007
Mean	1.0	0.1	0.2	1.4	1.6	1.0	1.9	0.634	0.015
SD	0.6	0.3	0.2	1.3	1.3	0.6	1.2	0.102	0.019
Max	2.9	0.8	1.1	4.4	5.1	2.9	5.2	0.869	0.101
Min	0.3	0.0	0.0	0.0	0.2	0.3	0.3	0.414	0.001

Legende siehe Anhang A16.4.

A16.2 Start mit mittlerem Abfluggewicht (ATOM < 85% MTOM)

Typ-RC	u_{sour}	Gewichtet		Ungewichtet		$\bar{u}_{ac}$	u_{ac}	u_{spek}	
		$\bar{u}_{eng}$	$\bar{u}_{as}$	u_{eng}	u_{as}			*M*	*B*
A109K	0.4		0.1		0.9	0.5	1.0	0.881	0.001
A3103	0.9		0.2		1.1	0.9	1.4	0.833	0.002
A319	0.4		0.0		1.0	0.4	1.1	0.740	0.004
A320	0.4	0.0		1.0		0.4	1.1	0.735	0.005
A321	0.5	0.0		0.7		0.5	0.9	0.753	0.004
A3302	2.6		0.0		0.8	2.6	2.7	0.752	0.003
A340	1.0		0.2		3.4	1.0	3.5	0.851	0.002
A3406	1.6					1.6	1.6	0.740	0.005
AS332	0.5		0.1		0.9	0.5	1.0	0.888	0.001
AT42	0.8		0.2		3.1	0.8	3.2	0.858	0.001
B707F	1.2	0.2		1.5		1.2	1.9	0.734	0.005
B7272	2.0		0.6		2.4	2.0	3.1	0.734	0.005
B727A	2.8		0.5		1.5	2.8	3.2	0.867	0.002
B737A	1.1	0.1		2.6		1.1	2.8	0.896	0.001
B73F	0.6		0.2		0.7	0.6	0.9	0.809	0.002
B73S	0.9		0.2		1.1	1.0	1.5	0.869	0.001
B73V	0.4		0.1		0.9	0.4	1.0	0.782	0.002
B7473	1.1		0.1		3.9	1.1	4.0	0.758	0.003
B7474	0.7		0.0		1.6	0.7	1.8	0.756	0.003
B7572	0.6		0.0		1.4	0.6	1.6	0.744	0.005
B7672	1.0	0.0		0.6		1.0	1.2	0.811	0.002
B7673	1.0		0.0		0.4	1.0	1.1	0.811	0.002
BA11	1.6		2.7		6.3	3.2	6.5	0.813	0.004
BE20	1.4		0.1		2.0	1.4	2.5	0.699	0.003
C550	2.0		0.1		2.5	2.0	3.2	0.712	0.005
C650	1.6	0.0		0.9		1.6	1.8	0.667	0.008
CL65	0.5		0.6		1.4	0.8	1.5	0.767	0.003
D328	1.1	0.1		3.4		1.1	3.5	0.867	0.001
DA20	1.3		0.4		2.9	1.3	3.2	0.631	0.011
DA90	2.0		0.4		1.8	2.0	2.7	0.722	0.006
DC10	0.8		0.1		1.9	0.8	2.1	0.766	0.004
DC3	1.3		0.1		1.9	1.3	2.3	0.738	0.003
DC930	0.9		0.7		5.9	1.1	6.0	0.688	0.007
DH8	1.6		0.5		3.9	1.7	3.9	0.858	0.001
FK10	0.7	0.0		0.7		0.7	1.0	0.682	0.006
FK50	0.6	0.2		3.5		0.6	3.5	0.740	0.002
FK70	0.8		0.1		1.1	0.8	1.3	0.682	0.006
HS257	1.1		0.5		3.3	1.2	3.5	0.589	0.018
LR30	0.9		0.4		1.6	1.0	1.8	0.479	0.051
LR50	1.9		0.3		1.2	1.9	2.3	0.556	0.024
MD11	0.6		0.0		1.1	0.6	1.2	0.833	0.001
MD80	0.4		0.3		0.4	0.5	0.6	0.894	0.001
MD83	0.9		0.0		1.2	0.9	1.5	0.895	0.001
MD87	0.8		0.0		2.4	0.8	2.6	0.871	0.001
RJ100	0.3		0.1		1.5	0.4	1.5	0.719	0.005
SA316	0.5		1.1		1.8	1.2	1.9	0.878	0.001
SB20	0.4	0.0		1.6		0.4	1.7	0.717	0.003
SF34	0.6		0.5		3.1	0.8	3.2	0.901	0.001
TU34A	2.6	0.3		2.7		2.6	3.8	0.879	0.002
TU54B	1.9	0.0		0.0		1.9	1.9	0.619	0.015
TU54M	1.4		0.2		1.3	1.4	1.9	0.668	0.008
YK42	1.8		0.1		3.7	1.8	4.1	0.697	0.010
Mean	1.1	0.1	0.3	1.6	2.0	1.2	2.3	0.766	0.005
SD	0.6	0.1	0.5	1.2	1.4	0.7	1.3	0.096	0.008
Max	2.8	0.3	2.7	3.5	6.3	3.2	6.5	0.901	0.051
Min	0.3	0.0	0.0	0.0	0.4	0.4	0.6	0.479	0.001

Legende siehe Anhang A16.4.

A16.3 Start mit hohem Abfluggewicht (ATOW > 85% MTOW)

Typ-RC	u_{sour}	Gewichtet		Ungewichtet		$\breve{u}_{ac}$	u_{ac}	u_{spek}	
		$\breve{u}_{eng}$	$\breve{u}_{as}$	u_{eng}	u_{as}			*M*	*B*
A3103	0.9		0.2		1.1	0.9	1.4	0.847	0.002
A320	0.4	0.0		1.0		0.4	1.1	0.753	0.004
A321	0.5	0.0		0.7		0.5	0.9	0.771	0.004
A3302	2.6		0.0		0.8	2.6	2.7	0.752	0.003
A340	0.7		0.2		3.4	0.7	3.4	0.681	0.007
B737A	0.9	0.1		2.6		0.9	2.7	0.905	0.001
B73F	0.5		0.2		0.7	0.5	0.8	0.805	0.003
B73S	0.8		0.2		1.1	0.8	1.4	0.827	0.002
B7473	0.8		0.1		3.9	0.8	4.0	0.742	0.005
B7474	0.5		0.0		1.6	0.5	1.7	0.796	0.003
B7673	0.6		0.0		0.4	0.6	0.7	0.794	0.003
DC10	0.8		0.1		1.9	0.8	2.1	0.766	0.004
DC930	0.9		0.7		5.9	1.1	6.0	0.735	0.005
MD11	0.5		0.0		1.1	0.5	1.2	0.841	0.002
Mean	0.8	0.0	0.2	1.4	1.8	0.8	2.0	0.801	0.003
SD	0.5	0.0	0.2	1.0	1.6	0.5	1.5	0.066	0.002
Max	2.6	0.1	0.7	2.6	5.9	2.6	6.0	0.918	0.007
Min	0.4	0.0	0.0	0.7	0.4	0.4	0.6	0.681	0.001

A16.4 Start

Typ-RC	u_{sour}	Gewichtet		Ungewichtet		$\breve{u}_{ac}$	u_{ac}	u_{spek}	
		$\breve{u}_{eng}$	$\breve{u}_{as}$	u_{eng}	u_{as}			*M*	*B*
Mean	1.0	0.1	0.3	1.6	2.0	1.1	2.2	0.774	0.005
SD	0.6	0.1	0.4	1.1	1.4	0.7	1.3	0.090	0.007
Max	2.8	0.3	2.7	3.5	6.3	3.2	6.5	0.918	0.051
Min	0.3	0.0	0.0	0.0	0.4	0.4	0.6	0.479	0.001

Legende zu A16.1, A16.2, A16.3 und A16.4:

Typ-RC: Akustischer Referenztyp.

$\breve{u}$: Gewichteter Unsicherheitswert, resp. an die Flotte in Genf und Zürich angepasster Wert (Mittelwert über drei Jahre).

u_{sour}: Unsicherheit des Quellenwerts; berechnet aus *SD* und *N* von Anhang A8.

u_{as}: Unsicherheit der Typenzuordnung; vgl. Anhang A15.

u_{eng}: Unsicherheit wegen unterschiedlicher Motorisierung; vgl. Anhang A15.

u_{ac}: Unsicherheit in der akustischen Beschreibung des Flugzeugtyps.

u_{spek}: Unsicherheit in der A-bewerteten Luftfämpfung bei Standardatmosphäre, welche sich wegen des winkelabhängigen Spektrums der Quelle ergeben.

Berechnungsvorschriften:

$$u_{sour} = \sqrt{\frac{SD}{N}}$$

(*SD* und *N* aus Anhang A8)

$$u_{ac} = \sqrt{u_{sour}^2 + u_{eng}^2 + u_{as}^2}$$

$$\breve{u}_{ac} = \sqrt{u_{sour}^2 + \breve{u}_{eng}^2 + \breve{u}_{as}^2}$$

$$u_{spek} = B \cdot r^M$$

(*r* : Distanz zwischen Quelle und Empfänger bei Auftreten des Maximalpegels.)

A17 Parameter zur Berechnung der Modellunsicherheit in Funktion der Distanz

Typ-RC	PERF	*C1j*	*C2j*	*pj*	*qj*
A109K	LAP	1.05	0.51	0.0002	1.2752
A310	LAP	0.66	0.61	0.0004	1.3103
A319	LAP	2.32	0.49	0.0003	1.2774
A320	LAP	2.03	0.39	0.0003	1.2778
A321	LAP	1.34	0.62	0.0003	1.2906
AS332	LAP	0.96	0.53	0.0002	1.2646
AT42	LAP	2.84	1.09	0.0004	1.2837
B727	LAP	1.90	1.75	0.0005	1.3857
B737	LAP	1.32	1.15	0.0006	1.3286
B73F	LAP	0.77	0.62	0.0003	1.2683
B73S	LAP	1.54	0.64	0.0003	1.2619
B73V	LAP	0.53	0.49	0.0003	1.2484
B7473	LAP	3.88	0.83	0.0005	1.3025
B7474	LAP	1.10	1.06	0.0003	1.2790
B757	LAP	1.09	0.78	0.0003	1.2961
B767	LAP	1.62	0.70	0.0004	1.3450
BA11	LAP	5.08	1.97	0.0008	1.3161
BE30	LAP	3.43	2.64	0.0003	1.2575
C550	LAP	2.11	0.86	0.0004	1.3472
C650	LAP	3.17	2.86	0.0004	1.3472
CL65	LAP	0.94	0.66	0.0003	1.3082
D328	LAP	1.60	1.16	0.0004	1.2489
DA20	LAP	1.76	1.47	0.0006	1.6621
DA90	LAP	2.23	2.20	0.0003	1.2788
DC10	LAP	5.20	0.97	0.0004	1.3952
DC930	LAP	1.21	0.97	0.0004	1.2749
DH8	LAP	4.02	1.29	0.0004	1.2679
FK10	LAP	1.24	0.86	0.0003	1.2901
FK50	LAP	0.75	0.59	0.0004	1.2838
FK70	LAP	1.08	0.65	0.0003	1.2901
HS257	LAP	3.10	1.15	0.0003	1.2551
LR35	LAP	1.61	0.91	0.0004	1.3048
MD11	LAP	1.14	0.60	0.0004	1.3015
MD80	LAP	2.79	0.40	0.0004	1.3079
MD83	LAP	1.34	0.90	0.0004	1.3171
MD87	LAP	1.57	0.64	0.0003	1.2525
RJ100	LAP	0.37	0.28	0.0003	1.2521
SA316	LAP	1.92	1.19	0.0003	1.2527
SB20	LAP	0.28	0.28	0.0003	1.2686
SF34	LAP	1.80	0.47	0.0006	1.2315
TU34A	LAP	1.38	1.08	0.0006	1.3286
TU54B	LAP	4.84	2.39	0.0004	1.4686
TU54M	LAP	2.87	2.10	0.0004	1.2627

Typ-RC	PERF	*C1j*	*C2j*	*pj*	*qj*
A109K	SVG	1.02	0.44	0.0003	1.0587
A3103	SVG	1.41	0.88	0.0003	1.0562
A319	SVG	1.09	0.42	0.0004	1.0671
A320	SVG	1.07	0.36	0.0004	1.0671
A321	SVG	0.88	0.52	0.0005	1.0580
A3302	SVG	2.71	2.60	0.0003	1.0720
A340	SVG	3.52	1.00	0.0004	1.0340
A3406	SVG	1.58	1.58	0.0005	1.0632
AS332	SVG	1.03	0.71	0.0003	1.0664
AT42	SVG	3.16	0.81	0.0002	1.0741
B707F	SVG	1.87	1.19	0.0004	1.0679
B7272	SVG	3.10	2.09	0.0004	1.0679
B727A	SVG	3.18	2.84	0.0004	1.0206
B737A	SVG	2.81	1.13	0.0004	1.0300
B73F	SVG	0.88	0.61	0.0003	1.0529
B73S	SVG	1.48	0.98	0.0004	1.0389
B73V	SVG	0.97	0.47	0.0003	1.0666
B7473	SVG	4.03	1.06	0.0004	1.0641
B7474	SVG	1.76	0.65	0.0003	1.0685
B7572	SVG	1.56	0.60	0.0005	1.0616
B7672	SVG	1.19	1.00	0.0004	1.0489
B7673	SVG	1.09	1.00	0.0004	1.0489
BA11	SVG	6.54	3.22	0.0006	1.0120
BE20	SVG	2.46	1.39	0.0002	1.0943
C550	SVG	3.20	2.00	0.0003	1.0802
C650	SVG	1.85	1.62	0.0004	1.0988
CL65	SVG	1.46	0.68	0.0003	1.0699
D328	SVG	3.55	1.10	0.0003	1.0495
DA20	SVG	3.16	1.36	0.0004	1.1160
DA90	SVG	2.67	2.05	0.0004	1.0731
DC10	SVG	2.09	0.79	0.0004	1.0565
DC3	SVG	2.29	1.34	0.0003	1.0833
DC930	SVG	5.99	1.06	0.0004	1.0885
DH8	SVG	4.85	1.74	0.0002	1.0741
FK10	SVG	0.98	0.69	0.0003	1.0901
FK50	SVG	3.51	0.61	0.0002	1.0939
FK70	SVG	1.33	0.77	0.0003	1.0901
HS257	SVG	3.51	1.20	0.0005	1.1618
LR30	SVG	1.79	0.98	0.0005	1.3080
LR50	SVG	2.27	1.91	0.0005	1.1912
MD11	SVG	1.20	0.57	0.0003	1.0668
MD80	SVG	0.59	0.42	0.0003	1.0531
MD83	SVG	1.51	0.85	0.0003	1.0518
MD87	SVG	2.56	0.82	0.0003	1.0544
RJ100	SVG	1.53	0.35	0.0004	1.0754
SA316	SVG	1.91	1.18	0.0003	1.0683
SB20	SVG	1.68	0.45	0.0003	1.0881
SF34	SVG	3.20	0.67	0.0003	1.0534
TU34A	SVG	3.75	2.63	0.0005	0.9949
TU54B	SVG	1.86	1.86	0.0005	1.1492
TU54M	SVG	1.89	1.40	0.0004	1.0998
YK42	SVG	4.07	1.80	0.0007	1.1094

Anhang A17 (Forts.)

Typ-RC	PERF	*C1j*	*C2j*	*pj*	*qj*
A3103	SFT	1.31	0.88	0.0003	1.0562
A320	SFT	1.10	0.36	0.0004	1.0671
A321	SFT	0.82	0.52	0.0005	1.0580
A3302	SFT	2.71	2.60	0.0003	1.0720
A340	SFT	3.45	1.00	0.0004	1.0340
B737A	SFT	2.98	1.13	0.0004	1.0300
B73F	SFT	1.09	0.61	0.0003	1.0529
B73S	SFT	1.26	0.98	0.0004	1.0389
B7473	SFT	3.91	1.06	0.0004	1.0641
B7474	SFT	1.78	0.65	0.0003	1.0685
B7673	SFT	0.66	1.00	0.0004	1.0489
DC10	SFT	2.09	0.79	0.0004	1.0565
DC930	SFT	5.98	1.06	0.0004	1.0885
MD11	SFT	1.11	0.57	0.0003	1.0668
MD80	SFT	0.66	0.42	0.0003	1.0531
MD83	SFT	1.36	0.85	0.0003	1.0518

Legende:

LAP: Konfiguration im Endanflugbereich.

SFT: Start mit hohem Startgewicht (ATOM > 85% MTOM).

SVG: Start mit mittlerem Startgewicht (ATOM ≤ 85% MTOM).

PERF: Performance; Bezeichnung für Leistungs-setzung

Typ-RC: akustischer Referenztyp

Berechnungsvorschrift:

$$u_j^2 = C_j{}^2 + \left(\frac{coeff}{r}\right)^2 + \left(p_j \cdot r + q_j\right)^2$$

coeff = 750 m·dB

j: Typenzähler

u_j*:* Unsicherheit des Typs *j*

r: Distanz zwischen Quelle und Empfänger bei Auftreten des Maximalpegels

wobei:

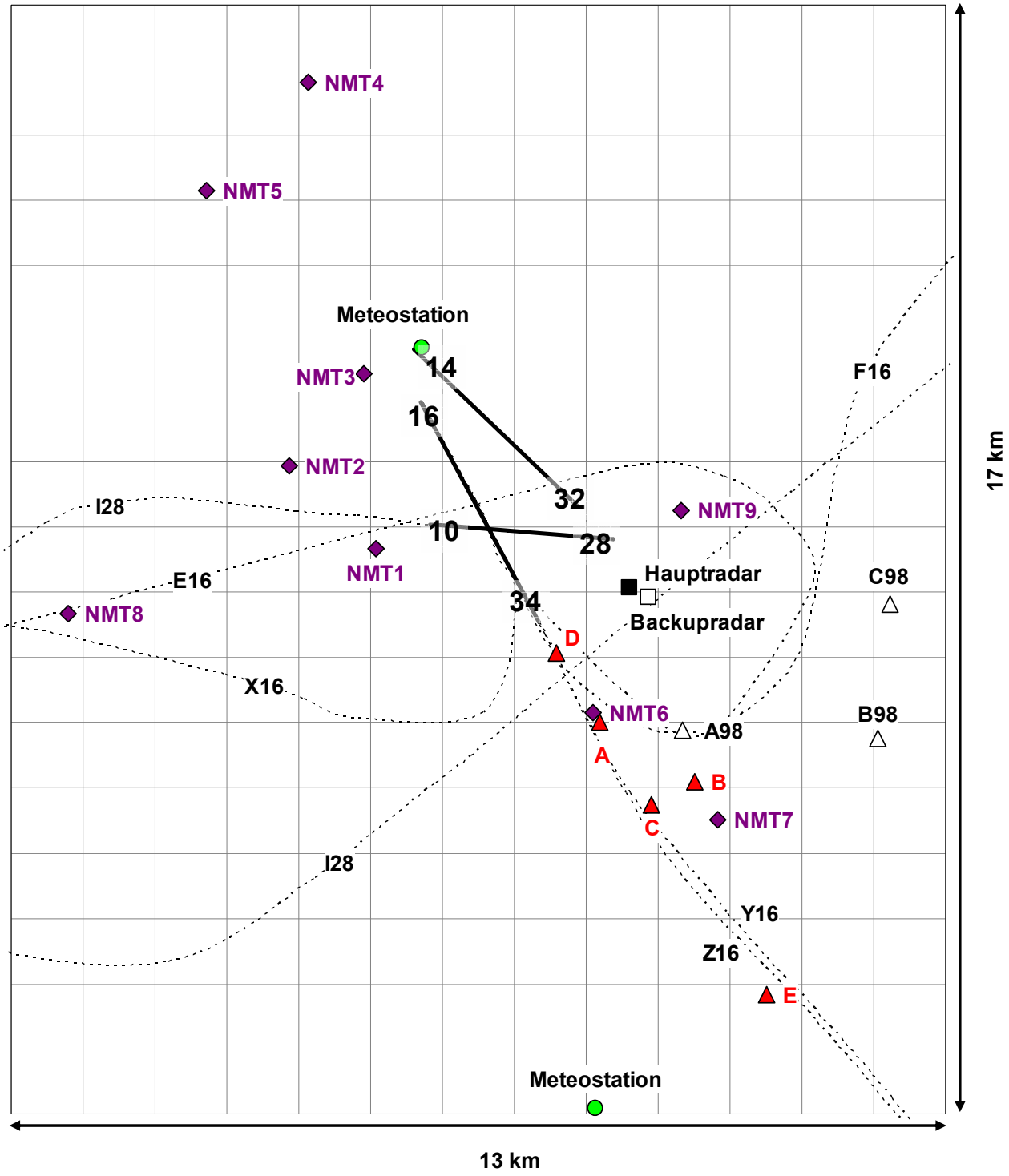
$$C1_j = u_{ac} = \sqrt{u_{sour}^2 + u_{eng}^2 + u_{as}^2}$$

$$C2_j = \breve{u}_{ac} = \sqrt{u_{sour}^2 + \breve{u}_{eng}^2 + \breve{u}_{as}^2}$$

A18 Verfügbare Messungen

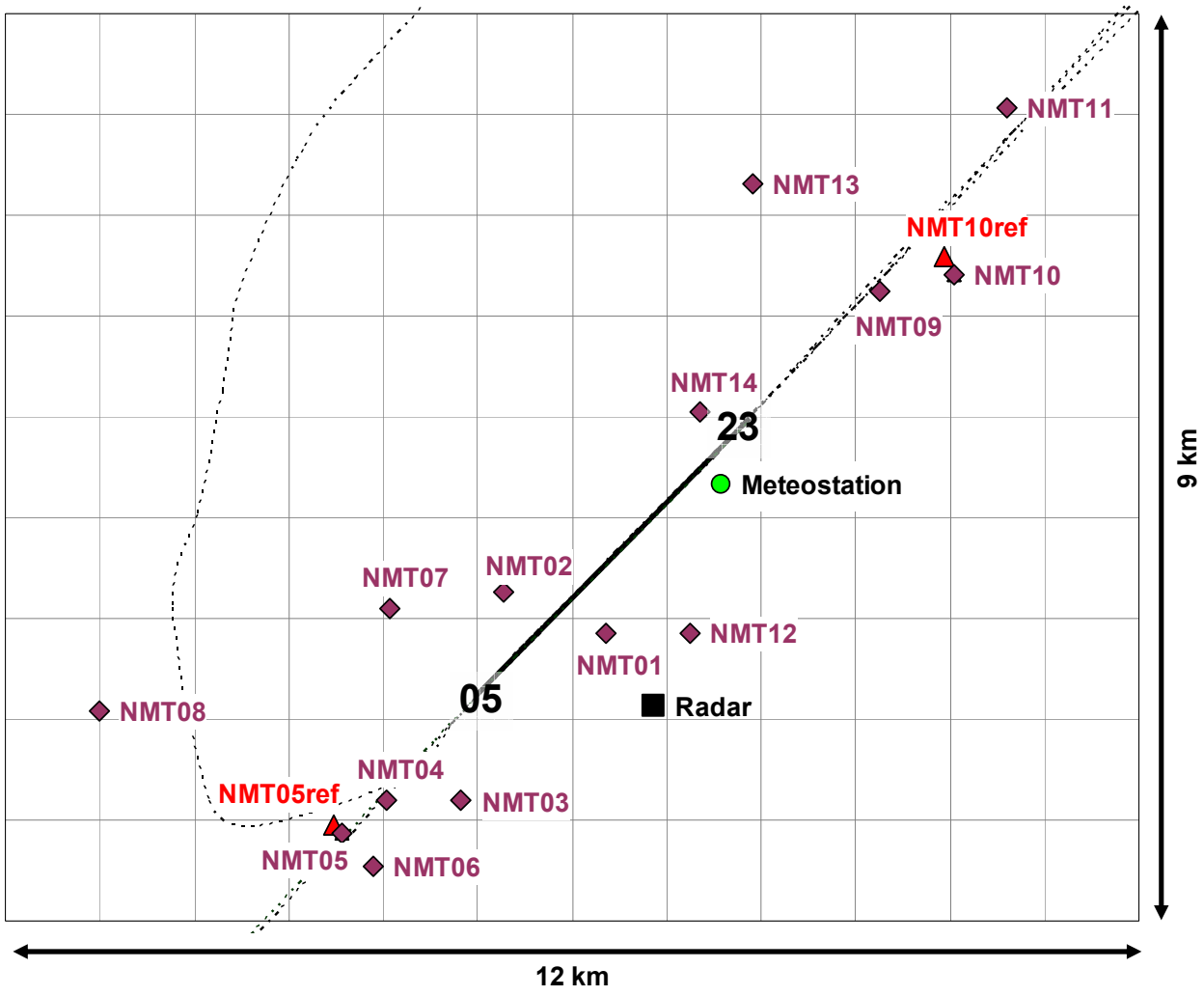
A18.1 Geografische Lage der Messstandorte

A) Zürich



Legende siehe nächste Seite.

B) Genf



Legende:

- ▲ Eigene Messstandorte
- ◆ Noise Monitoring Terminals (automatische Messstandorte)
- ■ Radar
- ● Meteostation
- ---- An- und Abflugrouten
- **23** Pistennummer

A18.2 Messstandorte und Messgeräteeinstellungen

A) Automatische Stationen in Genf (Angaben AIG)

Ort	X-Koord.	Y-Koord.	X-Koord.*	Y-Koord.*	*H* Mic	L_s Tag	L_s Nacht	L_{res} Tag	L_{res} Nacht
NMT01	497'358	120'835	497'352	120'857	4	** 70	** 70	69.7	Keine Angaben verfügbar.
NMT02	496'277	121'269	496'277	121'269	2	** 68	** 60	57.9	
NMT03	495'826	119'186	495'820	119'196	2	** 68	** 60	58.2	
NMT04	494'976	120'295	495'043	120'288	4	** 68	** 60	60.7	
NMT05	494'593	118'907	494'570	118'868	2	** 68	** 60	55.6	
NMT06	494'901	118'534	494'901	118'534	2	** 68	** 60	55.4	
NMT07	495'076	121'092	495'076	121'092	4	** 68	** 60	56.3	
NMT08	491'989	120'076	491'989	120'076	2	** 68	** 60	55.6	
NMT09			500'260	124'242					
NMT10	501'038	124'423	501'042	124'414	2	** 68	** 60	55.8	
NMT11	501'622	126'081	501'602	126'071	4	** 68	** 60	55.6	
NMT12	498'257	120'838	498'252	120'845	4	** 68	** 60	59.2	
NMT13	498'913	125'315	498'913	125'315	2	** 68	** 60	55.7	
NMT14			498'349	123'046					

*Alte Standortkoordinaten; gültig bis Ende 2002.

** Bis 30. Juni 2003 feste Schwelle, ab 1. Juli variable, dem Umgebungsgeräusch angepasste Schwelle.

B) Automatische Stationen in Zürich (Angaben Unique)

Ort	X-Koord.	Y-Koord.	UZ	OZ	*H* Mic	L_s Tag	L_s Nacht	L_{res} Tag**	L_{res} Nacht**
NMT1	682'075	256'675	5.0	70.0	*	65	65	62.2	54.2
NMT2	680'875	257'925	10.0	50.0	*	65	65	59.8	53.4
NMT3	681'900	259'350	10.0	70.0	*	65	65	58.9	53.1
NMT4	681'125	263'825	5.0	50.0	*	65	65	53.6	49.2
NMT5	679'725	262'150	5.0	50.0	*	60	60	53.9	48.5
NMT6	685'100	254'150	10.0	70.0	*	67	67	61.6	53.6
NMT7	686'825	252'500	10.0	70.0	*	65	65	59.9	50.4
NMT8	677'800	255'675	10.0	90.0	*	63	63	55.3	46.8
NMT9	686'325	257'250	10.0	70.0	*	65	65	59.1	51.1

*Keine Angaben; **Energetischer Mittelwert über 6 Jahre (vgl. Anhang A19.3)

C) Messungen in Zürich und Genf (19.-22.05.1998, 26./27.07.2000, 27./28.03.2001, 17./18.04.2001)

Ort	X-Koord.	Y-Koord.	*h* Mic	L_s Tag	L_s Nacht	L_{res}	Ort	Jahr
D	684'586	255'060	5			65.0	Zürich	2000
A	685'181	254'012	10			55.0	Zürich	2000/01
B	686'504	253'093	10			53.0	Zürich	2000/01
C	685'905	252'743	10			60.0	Zürich	2000
E	687'508	249'828	10			66.0	Zürich	2000
6F	685'100	254'150	11			62.5	Zürich	2001
6N	685'100	254'150	11			62.5	Zürich	2001
7F	686'825	252'500	11			60.2	Zürich	2001
7N	686'825	252'500	11			60.2	Zürich	2001
05AF	494'570	118'868	5			55.0	Genf	2001
05AN	494'570	118'868	5			55.0	Genf	2001
05B	494'480	118'956	10			55.0	Genf	2001
10AF	501'042	124'414	10			55.0	Genf	2001
10AN	501'042	124'414	10			55.0	Genf	2001
10B	501'042	124'414	10			55.0	Genf	2001

H Mic: Höhe des Mikrofons über reflektierenden Fläche (Dach), m

h Mic: Höhe des Mikrofons über Boden, m

L_{res}: Umgebungsgeräuschpegel, dB; vgl. Anhang A19.3)

L_s: Schwellenpegel (Messschwelle fix), dB

OZ: Obere Zeitgrenze, s

UZ: Untere Zeitgrenze, s

A18.3 Wetterdaten im Jahresmittel

A) Lufttemperatur, Feuchte und Luftdruck (Angaben MeteoSchweiz MCH)

A1) Genf

Jahr	Temperatur, °C			Relative Feuchte, %			Absolute Feuchte, g/m3			Statischer Luftdruck, hPa		
	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range
2000	11.8	(7.4)	43.5	70.6	(15.0)	76.4	7.6	(2.7)	15.8	969.0	(7.9)	50.6
2001	11.1	(7.6)	39.4	73.8	(16.9)	78.1	7.8	(3.1)	15.1	968.8	(7.1)	51.3
2002	11.6	(7.2)	43.3	73.9	(17.2)	82.7	7.8	(2.8)	14.6	968.7	(6.8)	46.4
2003	11.8	(9.4)	46.8	68.4	(19.0)	88.4	7.4	(3.1)	15.5	969.7	(6.7)	52.7
Mean	11.6	(8.0)	46.8	71.7	(17.3)	88.8	7.6	(2.9)	16.3	969.1	(7.2)	55.3

A2) Zürich

Jahr	Temperatur, °C			Relative Feuchte, %			Absolute Feuchte, g/m3			Statischer Luftdruck, hPa		
	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range
1998	9.6	(7.8)	42.6	74.2	(16.6)	78.7	7.1	(2.9)	13.7	951.4	(7.5)	45.1
1999	9.5	(7.8)	41.5	78.5	(14.1)	76.0	7.6	(3.2)	16.0	950.3	(7.2)	57.7
2000	10.4	(7.2)	42.7	75.9	(15.8)	78.5	7.6	(2.9)	15.3	950.9	(7.8)	49.4
2001	9.6	(7.9)	46.5	79.2	(15.9)	76.6	7.6	(3.0)	15.9	966.6	(7.7)	51.4
2002	10.2	(7.4)	43.5	78.0	(17.3)	79.2	7.7	(2.9)	14.6	966.4	(7.1)	46.5
2003	10.1	(9.7)	48.9	74.6	(19.7)	88.2	7.4	(3.4)	14.6	967.7	(7.1)	53.8
Mean	9.9	(8.0)	51.4	76.7	(16.8)	88.2	7.5	(3.1)	16.6	958.9	(10.9)	76.3

Aus Stundenwerten der Stationen Genève-Cointrin (STN31), Zürich-Kloten (STN32) und Zürich (STN 44).

Mean: Arithmetischer Mittelwert
SD: Standardabweichung
Range: Wertebereich; Spanne vom minimalen zum maximalen Wert.

B) Ausbreitungsbedingungen und Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung

B1) Genf (Mittelwerte der Jahre 2000 bis 2003)

Ort	A-Bedingungen *			Prozentuale Anteile der Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung **										
	F	H	U	-10	-8 m/s	-6 m/s	-4 m/s	-2 m/s	0 m/s	2 m/s	4 m/s	6 m/s	8 m/s	10 m/s
NMT03	21%	71%	8%	0%	0%	0%	0%	11%	61%	23%	4%	0%	0%	0%
NMT05	29%	64%	7%	0%	0%	1%	4%	12%	52%	21%	8%	2%	1%	0%
NMT06	22%	71%	7%	0%	0%	0%	0%	13%	63%	19%	4%	0%	0%	0%
NMT10	19%	75%	6%	0%	0%	0%	1%	19%	63%	15%	2%	0%	0%	0%
NMT11	32%	63%	5%	0%	0%	0%	1%	8%	50%	31%	7%	1%	0%	0%

B2) Zürich (Mittelwerte der Jahre 1998 bis 2003)

Ort	A-Bedingungen *			Prozentuale Anteile der Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung **										
	F	H	U	-10	-8 m/s	-6 m/s	-4 m/s	-2 m/s	0 m/s	2 m/s	4 m/s	6 m/s	8 m/s	10 m/s
NMT1	14%	82%	4%	0%	0%	1%	4%	21%	48%	24%	2%	0%	0%	0%
NMT2	21%	76%	3%	0%	0%	0%	3%	22%	43%	25%	6%	1%	0%	0%
NMT3	11%	84%	5%	3%	5%	7%	10%	19%	38%	15%	3%	0%	0%	0%
NMT4	58%	37%	5%	0%	0%	0%	3%	15%	36%	18%	11%	8%	6%	2%
NMT5	25%	65%	10%	1%	2%	5%	9%	21%	40%	15%	5%	1%	0%	0%
NMT6	17%	81%	2%	0%	0%	2%	6%	22%	41%	21%	6%	1%	0%	0%
NMT7	15%	84%	2%	0%	0%	1%	6%	24%	41%	23%	4%	0%	0%	0%
NMT8	21%	76%	3%	0%	0%	0%	1%	12%	55%	24%	6%	1%	0%	0%
NMT9	10%	89%	1%	0%	0%	0%	13%	42%	28%	12%	4%	1%	0%	0%

Stundenwerte MCH mit berechneten Grössen aus Einzelflugsimulation verarbeitet. Die Angaben beziehen sich auf Situationen, wo sowohl ein gemessener als auch ein berechneter Pegelwert zur Verfügung steht. Es können gegenüber dem Mittel aller Stundenwerte geringfügige Abweichungen auftreten.

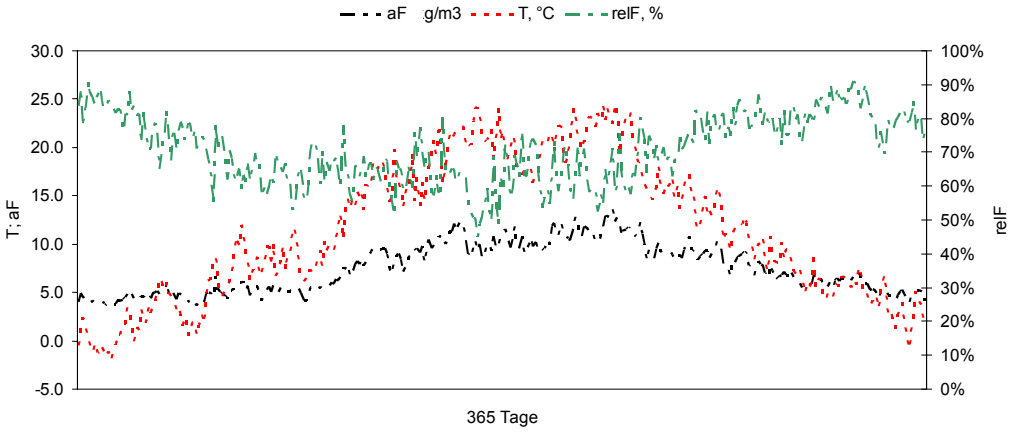
* Klassierung der Ausbreitungsbedingungen in förderlich F, hinderlich H und unbestimmt U anhand der Beobachtung der Windgeschwindigkeit, der Windrichtung, des Sonnenstandes und des Bewölkungsgrades; vgl. Anhang A4.1.

** Die Windgeschwindigkeitskomponente in Schallausbreitungsrichtung resp. in Gegenrichtung wird aus den Stundenwerten der Windgeschwindigkeit (Angaben MCH), der Windrichtung und der Richtung des Schalleinfalls berechnet; vgl. Anhang A4.2.

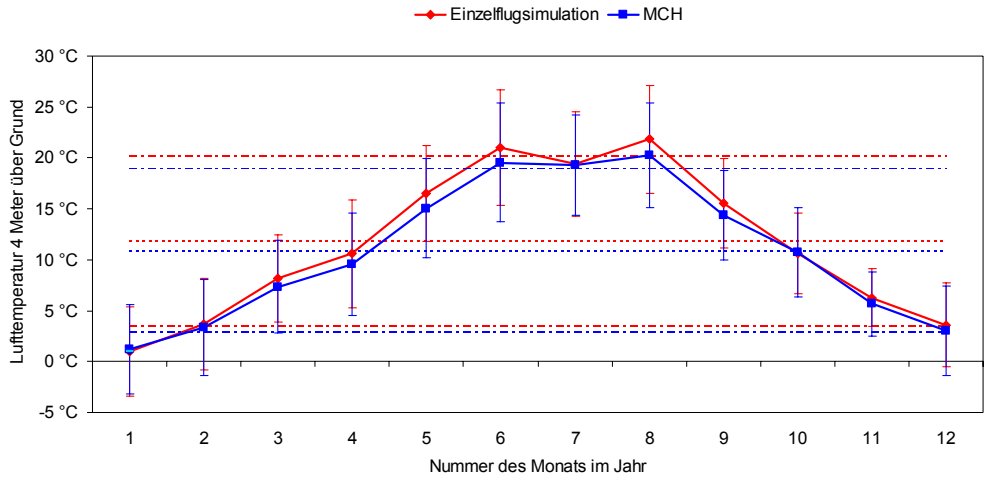
A18.4 Ganglinien von Temperatur und Feuchte

Genf und Zürich

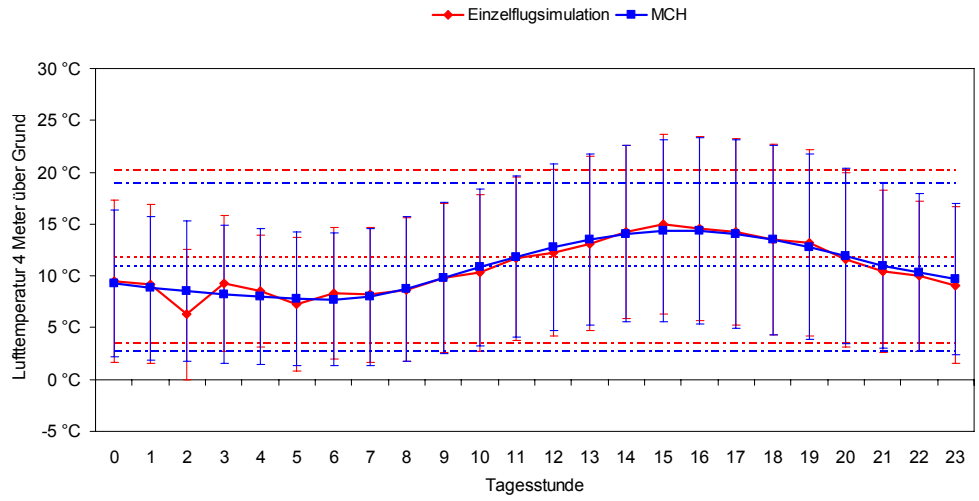
A



B



C



A) Jahresganglinien der Temperatur, der relativen und absoluten Feuchte (Tagesmittelwerte der Jahre 2000 bis 2003).

B) Monatsganglinien der Temperatur (Mittelwerte und Standardabweichung je Monat in den Jahren 2000 bis 2003).

C) Tagesganglinien der Temperatur (Mittelwerte und Standardabweichung je Tagesstunde der Jahre 2000 bis 2003).

In B) und C) sind zusätzliche die Ganglinien eingezeichnet, welche der statistischen Auswahl der Flugbahnen für die Einzelflugsimulation entsprechen (rote Linien).

A18.5 Relevante Temperatur-Feuchte-Kombinationen (Häufigkeit des Auftretens)

Genf und Zürich (2000 bis 2003)

A) Tag und Nacht

Temperatur	Relative Luftfeuchtigkeit										
	10 %	20 %	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %	Total
-15 °C							0.0%	0.0%	0.0%		0.0%
-10 °C				0.0%	0.0%	0.0%	0.1%	0.1%	0.3%		0.5%
-5 °C				0.0%	0.0%	0.1%	0.6%	0.8%	1.3%	0.2%	3.1%
0 °C			0.0%	0.0%	0.2%	0.7%	1.8%	3.2%	4.6%	1.6%	12.2%
5 °C		0.0%	0.0%	0.2%	0.7%	1.6%	3.0%	5.2%	8.3%	2.1%	21.0%
10 °C		0.0%	0.1%	0.6%	1.3%	2.4%	3.2%	5.0%	7.4%	1.6%	21.7%
15 °C		0.0%	0.3%	1.0%	1.7%	2.3%	**3.3%**	5.0%	5.7%	1.0%	20.3%
20 °C		0.1%	0.3%	1.1%	2.3%	3.0%	2.9%	2.1%	1.0%	0.1%	12.9%
25 °C		0.0%	0.3%	1.7%	2.2%	1.3%	0.3%	0.0%	0.0%		6.0%
30 °C	0.0%	0.1%	0.7%	1.0%	0.3%	0.0%					2.0%
35 °C	0.0%	0.2%	0.2%	0.0%							0.4%
Total	0.0%	0.3%	1.9%	5.5%	8.7%	11.6%	15.2%	21.5%	28.6%	6.6%	100.0%

B) Tag *

Temperatur	Relative Luftfeuchtigkeit										
	10 %	20 %	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %	Total
-15 °C								0.0%			0.0%
-10 °C						0.0%	0.0%	0.0%	0.1%		0.2%
-5 °C					0.0%	0.1%	0.4%	0.8%	0.8%	0.1%	2.1%
0 °C			0.0%	0.0%	0.2%	0.6%	1.5%	2.6%	3.0%	0.6%	8.6%
5 °C		0.0%	0.1%	0.3%	0.8%	1.8%	2.8%	4.0%	5.4%	0.9%	16.1%
10 °C		0.0%	0.1%	0.9%	1.8%	2.9%	3.4%	4.6%	5.9%	0.7%	20.4%
15 °C		0.1%	0.4%	1.5%	2.4%	3.2%	**3.8%**	4.8%	5.4%	0.6%	22.2%
20 °C		0.1%	0.6%	1.9%	3.7%	4.2%	3.5%	2.0%	1.1%	0.0%	17.1%
25 °C		0.0%	0.6%	2.8%	3.5%	2.0%	0.4%	0.0%			9.4%
30 °C	0.0%	0.1%	1.1%	1.6%	0.6%	0.0%					3.4%
35 °C	0.0%	0.3%	0.2%	0.0%							0.6%
Total	0.0%	0.5%	3.2%	9.0%	13.0%	14.8%	16.0%	19.0%	21.6%	2.8%	100.0%

C) Nacht *

Temperatur	Relative Luftfeuchtigkeit										
	10 %	20 %	30 %	40 %	50 %	60 %	70 %	80 %	90 %	100 %	Total
-15 °C							0.0%	0.0%	0.0%		0.0%
-10 °C				0.0%	0.0%	0.0%	0.1%	0.1%	0.5%		0.8%
-5 °C				0.0%	0.0%	0.2%	0.7%	1.1%	2.0%	0.3%	4.4%
0 °C			0.0%	0.0%	0.2%	0.9%	2.1%	4.0%	6.7%	2.6%	16.5%
5 °C			0.0%	0.1%	0.5%	1.5%	3.3%	6.4%	11.2%	3.2%	26.2%
10 °C			0.0%	0.3%	0.8%	1.8%	3.0%	5.4%	9.1%	2.4%	22.9%
15 °C			0.1%	0.3%	0.8%	1.5%	**2.8%**	5.3%	6.6%	1.5%	18.8%
20 °C			0.0%	0.1%	0.8%	1.7%	2.4%	2.1%	1.2%	0.1%	8.4%
25 °C			0.0%	0.3%	0.6%	0.6%	0.2%	0.0%			1.8%
30 °C			0.0%	0.1%	0.0%						0.2%
35 °C											
Total		0.0%	0.2%	1.3%	3.8%	8.1%	14.7%	24.4%	37.3%	10.1%	100.0%

In den obigen Tabellen grau markiert sind die Temperatur-Feuchte-Kombinationen, welche in Zürich und Genf nicht vorkommen; eingerahmt und fett hervorgehoben ist der Wert für standardatmosphärische Bedingungen.

* Wechsel von Tag zu Nacht und umgekehrt wurde anhand der Sonnenaufgangs- und Sonnenuntergangszeiten ermittelt (vgl. Anhang A4.1).

A18.6 Wetterbedingungen während der Messkampagnen

A) Lufttemperatur, Feuchte und Luftdruck (Angaben MeteoSchweiz MCH)

Datum	Temperatur, °C			Relative Feuchte, %			Absolute Feuchte, g/m3			Statischer Luftdruck, hPa		
	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range	Mean	SD	Range
25.7.2000	20.3	(2.3)	7.2	67.8	(12.1)	39.6	11.7	(0.5)	1.8	944.6	(0.3)	1.2
26.7.2000	20.0	(1.4)	6.0	65.8	(7.2)	29.8	11.3	(0.5)	1.5	946.8	(0.6)	2.3
27.3.2001	5.5	(1.2)	4.4	76.1	(3.2)	11.5	5.3	(0.2)	0.7	961.2	(0.3)	0.9
28.3.2001	8.4	(2.2)	8.0	75.7	(7.5)	29.9	6.4	(0.3)	0.9	959.1	(0.8)	2.9
17.4.2001	10.3	(1.4)	4.6	47.1	(7.0)	22.0	4.5	(0.3)	0.8	967.1	(1.0)	2.9
18.4.2001	9.0	(1.6)	4.7	53.0	(10.0)	26.5	4.6	(0.4)	1.2	961.6	(0.7)	2.3

Stundenwerte der Stationen Genève-Cointrin (STN31), Zürich-Kloten (STN32) und Zürich (STN 44) mit berechneten Grössen aus Einzelflugsimulation verarbeitet. Die Angaben beziehen sich auf Situationen, wo sowohl ein gemessener als auch ein berechneter Pegelwert zur Verfügung steht.

Mean: Arithmetischer Mittelwert
SD: Standardabweichung
Range: Wertebereich; Spanne vom minimalen zum maximalen Wert.

B) Ausbreitungsbedingungen und Windgeschwindigkeit in Schallausbreitungsrichtung

Datum	Ort	A-Bedingungen *		Prozentuale Anteile der Windgeschw. in Schallausbreitungsrichtung **						
		F	H	-6 m/s	-4 m/s	-2 m/s	0 m/s	2 m/s	4 m/s	6 m/s
25.7.2000	D	4%	96%	1%	13%	35%	39%	13%	0%	0%
	NMT6	9%	91%	5%	12%	34%	34%	12%	2%	1%
	A	14%	86%	3%	13%	28%	39%	14%	3%	1%
	B	4%	96%	9%	12%	31%	31%	16%	1%	0%
	C	19%	81%	1%	8%	18%	35%	29%	7%	2%
	NMT7	6%	94%	11%	13%	28%	31%	14%	3%	0%
	E	36%	64%	0%	0%	0%	31%	38%	18%	13%
26.7.2000	D	8%	92%	8%	39%	26%	13%	6%	6%	1%
	NMT6	29%	71%	12%	41%	11%	8%	12%	13%	3%
	A	26%	74%	10%	36%	14%	7%	13%	17%	3%
	B	11%	89%	9%	47%	19%	11%	6%	6%	1%
	C	36%	64%	6%	23%	18%	9%	11%	28%	5%
	NMT7	13%	87%	4%	40%	21%	16%	15%	5%	0%
	E	84%	16%	0%	0%	4%	5%	21%	58%	12%
27.3.2001	NMT6/F/N	13%	87%	0%	0%	52%	11%	37%	0%	0%
	A	31%	69%	0%	0%	49%	9%	42%	0%	0%
	B	0%	100%	0%	0%	80%	10%	10%	0%	0%
	NMT7/F/N	0%	100%	0%	0%	85%	13%	2%	0%	0%
28.3.2001	NMT6/F/N	0%	100%	0%	0%	0%	100%	0%	0%	0%
	A	0%	100%	0%	0%	2%	98%	0%	0%	0%
	B	0%	100%	0%	0%	4%	96%	0%	0%	0%
	NMT7/F/N	0%	100%	0%	0%	3%	97%	0%	0%	0%
17.4.2001	NMT05/AF/AN	32%	68%	7%	54%	12%	3%	7%	13%	3%
	05B	0%	100%	0%	35%	43%	10%	12%	0%	0%
	NMT10/AF/AN	18%	82%	0%	0%	4%	44%	43%	10%	0%
	10B	22%	78%	0%	4%	8%	40%	30%	17%	0%
18.4.2001	NMT05/AF/AN	43%	57%	5%	16%	40%	7%	13%	13%	5%
	05B	30%	70%	0%	3%	21%	37%	22%	13%	4%
	NMT10/AF/AN	0%	100%	0%	20%	56%	24%	0%	0%	0%
	10B	0%	100%	0%	19%	58%	23%	0%	0%	0%

Stundenwerte MCH mit berechneten Grössen aus Einzelflugsimulation verarbeitet. Die Angaben beziehen sich auf Situationen, wo sowohl ein gemessener als auch ein berechneter Pegelwert zur Verfügung steht. Es können gegenüber dem Mittel aller Stundenwerte in der betrachteten Zeitperiode geringfügige Abweichungen auftreten.

* Klassierung der Ausbreitungsbedingungen in förderlich F und hinderlich H anhand der Beobachtung der Windgeschwindigkeit, der Windrichtung, des Sonnenstandes und des Bewölkungsgrades (vgl. Anhang A4.1).

** Die Windgeschwindigkeitskomponente in Schallausbreitungsrichtung resp. in Gegenrichtung wird aus den Stundenwerten der Windgeschwindigkeit (Angaben MCH), der Windrichtung und der Richtung des Schalleinfalls berechnet (vgl. Anhang A4.2).

A18.7 Geometrische Situation

A) Automatische Stationen in Genf (2000 und 2003)

Ort*		*r*, m		*s*, m		*h*, m		*β*, °		*Φ*, °		*θ*, °		*φ*, °		*ε*, °	
		Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD
NMT03	A	651	(22)	641	(18)	98	(15)	7	(1)	129	(9)	95	(9)	-83	(1)	0	(0)
	D	795	(86)	769	(79)	465	(132)	34	(8)	142	(13)	101	(10)	55	(9)	1	(4)
NMT05	A	160	(22)	152	(17)	160	(16)	69	(10)	148	(134)	94	(18)	8	(10)	0	(0)
	D	623	(154)	602	(147)	617	(153)	78	(8)	186	(96)	101	(10)	-5	(10)	5	(9)
NMT06	A	494	(29)	481	(26)	159	(17)	17	(2)	125	(11)	98	(11)	-72	(2)	0	(0)
	D	790	(138)	763	(132)	620	(153)	50	(9)	139	(18)	101	(10)	34	(11)	5	(8)
NMT10	A	514	(29)	500	(26)	158	(16)	17	(2)	143	(12)	98	(11)	72	(2)	0	(0)
	D	880	(151)	851	(144)	727	(162)	55	(8)	124	(18)	101	(9)	-34	(9)	0	(2)
NMT11	A	407	(32)	395	(29)	242	(18)	35	(3)	302	(14)	98	(12)	-53	(3)	0	(0)
	D	965	(181)	934	(169)	897	(183)	68	(8)	298	(93)	101	(9)	20	(10)	0	(3)

B) Automatische Stationen in Zürich (1998 bis 2003)

Ort*		*r*, m		*s*, m		*h*, m		*β*, °		*Φ*, °		*θ*, °		*φ*, °		*ε*, °	
		Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD
NMT1	D	636	(346)	605	(290)	384	(352	33	(15)	99	(37)	100	(10)	53	(26)	0	(3)
NMT2	D	929	(241)	897	(218)	562	(226	35	(9)	256	(20)	101	(9)	-56	(11)	1	(3)
NMT3	A	606	(103)	598	(99)	56	(15)	4	(2)	25	(11)	95	(7)	-86	(2)	1	(1)
	D	945	(532)	897	(473)	350	(234	24	(14)	97	(107	105	(15)	29	(61)	1	(3)
NMT4	A	774	(75)	757	(74)	285	(26)	21	(2)	218	(8)	100	(6)	68	(4)	0	(1)
	D	1200	(213)	1172	(205)	910	(198	50	(10)	193	(19)	101	(6)	-38	(14)	-1	(7)
NMT5	A	577	(229)	563	(230)	234	(23)	25	(5)	33	(13)	97	(11)	-64	(6)	-1	(2)
	D	1448	(215)	1411	(206)	815	(181	34	(8)	41	(46)	100	(8)	55	(10)	1	(4)
NMT6	A	185	(30)	178	(26)	162	(21)	56	(10)	158	(60)	97	(14)	-16	(27)	2	(2)
	D	507	(171)	494	(165)	469	(138	70	(13)	149	(102	100	(9)	12	(17)	-15	(12)
NMT7	D	1148	(418)	1121	(401)	688	(169	41	(18)	124	(70)	102	(8)	-12	(36)	-19	(10)
NMT8	D	1640	(306)	1590	(293)	1157	(280	47	(15)	160	(47)	101	(7)	46	(28)	-8	(9)
NMT9	A	538	(34)	531	(32)	101	(21)	7	(2)	261	(9)	93	(9)	-83	(2)	0	(1)
	D	1231	(780)	1168	(686)	716	(401	39	(17)	206	(92)	99	(9)	55	(18)	-4	(9)

C) Messungen in Zürich vom 26./27.07.2000

Ort*		*r*, m		*s*, m		*h*, m		*β*, °		*Φ*, °		*θ*, °		*φ*, °		*ε*, °	
		Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD
D	D	383	(136)	373	(128)	355	(104	73	(13)	187	(68)	96	(12)	8	(8)	1	(11)
NMT6	D	571	(192)	560	(188)	495	(123	67	(17)	173	(82)	98	(8)	15	(17)	-3	(14)
A	D	647	(263)	633	(256)	523	(125	64	(19)	161	(81)	96	(11)	13	(19)	-2	(15)
B	D	1105	(484)	1081	(478)	698	(156	44	(18)	184	(62)	97	(11)	34	(31)	-5	(14)
C	D	1075	(548)	1051	(533)	679	(153	54	(25)	147	(93)	98	(12)	2	(30)	-4	(15)
NMT7	D	1074	(274)	1051	(267)	778	(175	48	(15)	187	(67)	100	(7)	23	(35)	-9	(11)
E	D	1315	(447)	1285	(439)	1070	(185	59	(14)	48	(67)	98	(9)	-30	(13)	0	(6)

D) Messungen in Zürich vom 27./28.03.2001

Ort*		*r*, m		*s*, m		*h*, m		*β*, °		*Φ*, °		*θ*, °		*φ*, °		*ε*, °	
		Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD	Mean	SD
NMT6	D	450	(114)	443	(111	438	(97)	75	(9)	139	(100	97	(7)	19	(14)	-22	(5)
6N	D	450	(114)	443	(111	438	(97)	75	(9)	139	(100	97	(7)	19	(14)	-22	(5)
6F	D	450	(115)	443	(111	438	(98)	75	(9)	138	(100	97	(7)	19	(14)	-22	(5)
A	D	470	(119)	464	(116	452	(100	74	(10)	143	(96)	98	(6)	19	(16)	-23	(5)
B	D	1111	(818)	1090	(786	882	(661	53	(18)	111	(68)	99	(7)	-8	(30)	-21	(9)
NMT7	D	1219	(360)	1205	(354	638	(96)	33	(12)	97	(36)	99	(7)	-31	(22)	-24	(3)
7N	D	1219	(360)	1205	(354	638	(96)	33	(12)	97	(36)	99	(7)	-31	(22)	-24	(3)
7F	D	1219	(360)	1205	(354	638	(96)	33	(12)	97	(36)	99	(7)	-31	(22)	-24	(3)

Legende siehe nächste Seite.

A18.7 (Forts.)

E) Messungen in Genf vom 17./18.04.2001

Ort*		*r, m*		*s, m*		*h, m*		*β, °*		*Φ, °*		*θ, °*		*φ, °*		*ε, °*	
		Mea	SD	Mea	SD	Mea	SD	Mea	SD	Mea	SD	Mea	SD	Mea	SD	Mean	SD
NMT05	A	163	(17)	158	(13)	165	(14)	73	(8)	165	(132	92	(15)	4	(9)	0	(0)
	D	687	(149	670	(142)	684	(145	81	(7)	182	(98)	98	(10)	-4	(6)	5	(7)
05AF	A	163	(17)	158	(13)	165	(14)	73	(8)	165	(132	92	(15)	4	(9)	0	(0)
	D	672	(149	655	(142)	672	(147	81	(6)	197	(89)	100	(8)	-4	(6)	5	(7)
05AN	A	163	(17)	158	(13)	164	(14)	74	(8)	161	(132	92	(15)	4	(9)	0	(0)
	D	668	(145	654	(143)	670	(145	82	(4)	198	(91)	100	(7)	-4	(6)	4	(7)
05B	A	215	(23)	207	(17)	164	(15)	45	(6)	322	(22)	93	(16)	42	(5)	0	(0)
	D	692	(153	676	(147)	681	(151	76	(7)	258	(98)	98	(10)	-15	(6)	5	(8)
NMT10	A	517	(24)	503	(20)	153	(13)	16	(1)	139	(14)	93	(13)	73	(1)	0	(0)
	D	930	(115	906	(111)	777	(134	56	(6)	129	(17)	100	(9)	-33	(7)	0	(1)
10AF	A	517	(25)	502	(20)	152	(13)	16	(1)	139	(14)	94	(13)	73	(1)	0	(0)
	D	951	(136	923	(129)	788	(138	55	(6)	129	(18)	100	(10)	-34	(8)	0	(1)
10AN	A	517	(24)	502	(20)	153	(13)	16	(1)	139	(14)	93	(14)	73	(1)	0	(0)
	D	953	(134	926	(128)	791	(136	55	(6)	129	(18)	100	(10)	-34	(8)	0	(1)
10B	A	333	(26)	324	(23)	158	(12)	27	(2)	139	(15)	93	(14)	62	(2)	0	(0)
	D	857	(136	831	(124)	793	(139	66	(5)	127	(27)	100	(9)	-22	(7)	0	(1)

Legende zu Anhang A18.7:

h: Höhe des Flugzeugs über Pistenniveau bei bei Detektion des Maximalpegels; vgl. Anhang A3.7.

s: Kürzeste Distanz zwischen Flugzeug und Empfänger; vgl. Anhang A3.2.

r: Distanz zwischen Flugzeug und Empfänger bei Detektion des Maximalpegels; vgl. Anhang A3.2.

β: Elevations- oder Höhenwinkel; vgl. Anhang A3.7.

ε: Querneigung des Flugzeugs (Bank); vgl. Anhang A3.5.

θ: Longitudinaler Abstrahlwinkel; vgl. Anhang A3.3.

Φ: Winkel des Schalleinfalls bei Detektion des Maximlpegels (0° in Ostrichtung) ; vgl. Anhang A4.2.

φ:: Lateraler Abstrahlwinkel; vgl. Anhang A3.4.

A19 Komponenten der Messunsicherheit

A19.1 Im Alltagsbetrieb massgebliche Unsicherheitskomponenten beim Schallpegelmesser

Die vorliegende Tabelle zeigt unter der Annahme einer Normalverteilung (k=3), wie sich aus den Fehler- resp. Toleranzgrenzen in den Gerätenormen eine Standardunsicherheit abschätzen lässt.

	Alle Angaben in dB!	DIN EN 60651 [100]			IEC 61672-1 [103]					
		G	u^2		***U***	u^2		***G***	u^2	
(1)	Richtwirkungsantwort (*directional response*)	**± 1.0**	0.11	35%	**0.5**	0.06	26%	**± 2.0**	0.44	42%
(2)	Frequenzgewichtung (*frequency weightings*)		* 0.09	28%	**0.6**	0.09	37%	**± 1.6**	0.28	27%
(3)	Pegellinearität (*level linearity error*)	**± 0.7**	0.05	17%	**0.3**	0.02	9%	**± 1.1**	0.13	13%
(4)	Einfluss Luftdruck (*static pressure influence*)	**± 0.3**	0.01	3%	**0.3**	0.02	9%	**± 0.7**	0.05	5%
(5)	Einfluss Lufttemperatur (*air temperature influence*)	**± 0.5**	0.03	9%	**0.3**	0.02	9%	**±0.8**	0.07	7%
(6)	Einfluss Luftfeuchtigkeit (*humidity influence*)	**± 0.5**	0.03	9%	**0.3**	0.02	9%	**± 0.8**	0.07	7%
	Σu^2		0.32			0.24			1.06	
	$\boldsymbol{u_{slm}}$	u_1 =	0.57		$\boldsymbol{u_2}$ =	**0.49**		u_3 =	1.03	

(1) Maximal zulässige Änderung der Anzeige für Schalleinfallswinkel innerhalb eines vorgegebenen Winkelbereichs von 30°, und Frequenzen von 0.25 bis 4 kHz.

(2) A-Bewertung für Frequenzen von 0.16 bis 4 kHz

(3) Umwandlung in Logarithmus

* Von IEC 61672-1 übernommener Wert.
G: Fehlergrenze / Toleranzgrenze
slm: Schallpegelmesser
U: Erweiterte Unsicherheit gemäss Annex A von [103] mit coverage factor 2.
u: Standardunsicherheit.
u^2: Varianz

Berechnungsvorschrift:

$$u^2 = \left(\frac{G}{k}\right)^2 \text{ resp. } u^2 = \left(\frac{U}{2}\right)^2$$

für k = 3 (Gaussverteilung), k = √3 (Rechteckverteilung); k = √6 (Dreieckverteilung)

A19.2 Wirkung der Messschwelle

A) Berechnete Mittelungspegel von 06 bis 22 Uhr

Ort	*Leq*		*Leq_{set}*		*ΔLeq*		*Mean & SD*	
	2000	2003	2000	2003	2000	2003	*k(set)*	*u(set)*
NMT1	67.4	65.7	67.2	65.4	0.3	0.3	0.3	(0.0)
NMT2	63.4	61.3	63.2	61.0	0.2	0.2	0.2	(0.0)
NMT3	61.5		61.3		0.3		0.3	
NMT4	54.5		54.2		0.4		0.4	
NMT5	60.9	59.2	60.4	58.7	0.4	0.5	0.5	(0.0)
NMT6	69.9	67.4	69.4	66.8	0.5	0.6	0.5	(0.0)
NMT7	61.5	58.5	61.0	57.9	0.5	0.6	0.5	(0.1)
NMT8	59.7	57.5	59.4	57.2	0.4	0.4	0.4	(0.0)
NMT9	56.7		56.2		0.5		0.5	
NMT03	61.9	59.9	61.9	59.8	0.0	0.1	0.0	(0.1)
NMT05	65.3	64.1	65.2	64.0	0.1	0.1	0.1	(0.0)
NMT06	61.9	60.3	61.8	60.2	0.1	0.1	0.1	
NMT10	59.4	59.1	59.2	59.0	0.2	0.1	0.2	
NMT11	59.8	58.9	59.6	58.7	0.2	0.2	0.2	(0.0)

B) Berechnete Mittelungspegel von 22 bis 23 Uhr

Ort	*Leq*		*Leq_{set}*		*ΔLeq*		*Mean & SD*	
	2000	2003	2000	2003	2000	2003	*k(set)*	*u(set)*
NMT1	42.6	46.9	41.8	46.3	0.8	0.6	0.7	(0.1)
NMT2	39.9	41.4	39.6	41.2	0.2	0.2	0.2	(0.0)
NMT3	67.5		67.3		0.3		0.3	
NMT4	61.5		61.0		0.5		0.5	
NMT5	60.2	59.1	59.8	58.7	0.4	0.4	0.4	(0.0)
NMT6	49.4	54.8	48.8	54.2	0.6	0.6	0.6	(0.0)
NMT7	40.4	45.9	39.8	45.3	0.5	0.6	0.6	(0.1)
NMT8	38.5	41.0	38.1	40.6	0.3	0.4	0.3	(0.0)
NMT9	42.7		42.1		0.6		0.6	
NMT03	56.2	52.9	56.2	52.6	0.0	0.3	0.1	(0.2)
NMT05	62.2	61.0	62.1	60.8	0.1	0.2	0.1	(0.1)
NMT06	56.9	54.9	56.9	54.7	0.1	0.2	0.1	
NMT10	55.3	55.5	55.0	55.3	0.4	0.2	0.3	
NMT11	57.2	56.5	56.9	56.3	0.3	0.3	0.3	(0.0)

C) Berechnete Mittelungspegel von 23 bis 24 Uhr

Ort	*Leq*		*Leq_{set}*		*ΔLeq*		*Mean & SD*	
	2000	2003	2000	2003	2000	2003	*k(set)*	*u(set)*
NMT1	38.4	40.5	37.7	39.7	0.8	0.8	0.8	(0.1)
NMT2	35.7	27.7	35.0	27.6	0.7	0.1	0.4	(0.4)
NMT3	64.9		64.6		0.3		0.3	
NMT4	58.3		57.8		0.5		0.5	
NMT5	56.1	53.4	55.7	52.9	0.4	0.5	0.4	(0.0)
NMT6	50.4	53.5	49.8	52.9	0.6	0.6	0.6	(0.0)
NMT7	40.3	44.6	39.7	43.9	0.6	0.6	0.6	(0.0)
NMT8	35.3	37.5	34.9	37.1	0.4	0.4	0.4	(0.0)
NMT9	35.1		34.3		0.8		0.8	
NMT03	51.5	49.8	51.5	49.7	0.1	0.1	0.1	(0.0)
NMT05	56.6	56.4	56.4	56.3	0.2	0.1	0.1	(0.0)
NMT06	52.0	51.1	51.9	51.0	0.2	0.1	0.1	
NMT10	50.5	50.1	50.2	49.9	0.3	0.2	0.3	
NMT11	51.9	51.2	51.5	51.0	0.4	0.2	0.3	(0.1)

Leq: Mittelungspegel ohne Berücksichtigung der Messschwellen.
Leq_{set} : Mittelungspegel unter Berücksichtigung der Messschwellen gemäss Anhang A18.2.

A19.3 Abschätzen des Grundgeräuschpegels am Beispiel von Zürich

Vergleich von Gesamt- und Fluglärm an den Monitoringstationen

Ort	Jahr	Tag von 06 bis 22 Uhr			Nacht von 22 bis 06 Uhr		
		Leq_{tot}	Leq_{ac}	L_{res}	Leq_{tot}	Leq_{ac}	L_{res}
NMT1	1998	68.8	67.8	61.9	54.6	31.3	54.6
	1999	68.6	67.3	62.7	54.2	36.6	54.1
	2000	69.4	67.8	64.3	54.6	44.7	54.1
	2001	68.9	68.0	61.6	54.5	44.4	54.1
	2002	68.5	67.5	61.6	53.9	42.6	53.6
	2003	66.8	65.5	60.9	54.9	42.5	54.6
NMT2	1998	64.9	63.7	58.7	53.7	24.7	53.7
	1999	64.5	62.7	59.8	53.1	30.6	53.1
	2000	65.3	62.9	61.6	54.2	41.7	53.9
	2001	64.7	63.0	59.8	53.8	41.8	53.5
	2002	64.2	62.4	59.5	53.4	39.2	53.2
	2003	62.9	60.6	59.0	53.3	39.3	53.1
NMT3	1998	63.7	61.8	59.2	58.1	34.9	58.1
	1999	63.0	60.7	59.1	59.7	58.7	52.8
	2000	63.1	60.6	59.5	61.2	60.6	52.6
	2001	62.9	60.5	59.2	60.6	59.9	52.6
	2002	62.3	59.7	58.8	59.0	58.1	51.6
	2003	60.7	57.9	57.5	60.0	59.4	51.3
NMT4	1998	56.7	53.6	53.8	52.8	50.7	48.6
	1999	56.5	53.3	53.7	54.1	51.9	50.1
	2000	56.6	52.6	54.4	55.5	53.8	50.6
	2001	56.9	54.1	53.7	55.4	54.2	49.4
	2002	56.0	52.8	53.2	53.4	51.7	48.4
	2003	55.2	51.5	52.8	54.3	53.0	48.3
NMT5	1998	60.2	59.1	53.7	49.8	38.2	49.5
	1999	60.5	59.3	54.3	51.4	38.6	51.2
	2000	61.3	60.4	54.2	52.5	50.9	47.5
	2001	61.1	60.1	54.2	52.0	50.3	47.1
	2002	60.5	59.5	53.6	51.5	48.5	48.5
	2003	59.6	58.5	53.1	51.9	50.1	47.2
NMT6	1998	70.3	69.3	63.4	52.8	43.3	52.3
	1999	69.7	68.8	62.4	54.0	47.6	52.9
	2000	69.9	69.6	58.0	54.8	45.8	54.2
	2001	69.4	68.5	62.1	54.3	44.9	53.8
	2002	68.7	67.6	62.2	55.0	45.9	54.4
	2003	67.4	66.1	61.5	54.9	48.0	53.9
NMT7	1998	63.0	60.1	59.9	50.0	35.9	49.8
	1999	62.7	59.5	59.9	50.6	38.9	50.3
	2000	63.5	61.1	59.8	52.0	38.3	51.8
	2001	62.6	58.9	60.2	50.7	38.0	50.5
	2002	62.5	58.5	60.3	50.5	38.2	50.2
	2003	61.4	56.6	59.7	50.1	41.3	49.5
NMT8	1998	58.4	55.8	54.9	45.4	20.9	45.4
	1999	59.2	56.8	55.5	46.5	28.5	46.4
	2000	60.5	58.0	56.9	47.3	28.3	47.2
	2001	59.9	58.1	55.2	48.0	29.7	47.9
	2002	59.5	57.5	55.2	48.2	31.2	48.1
	2003	58.0	55.8	54.0	46.1	30.2	46.0
NMT9	1998	62.1	59.0	59.2	49.9	26.4	49.9
	1999	61.1	57.3	58.8	50.2	32.6	50.1
	2000	61.3	56.0	59.8	52.0	31.7	52.0
	2001	61.7	57.7	59.5	51.9	34.7	51.8
	2002	61.0	56.4	59.2	51.4	39.2	51.1
	2003	60.0	55.4	58.2	52.6	44.0	52.0

Leq_{tot}: Mittelungspegel des Gesamtlärms

Leq_{ac}: Mittelungspegel der Fluglärmereignisse

L_{res}: Grundgeräuschpegel; der Fluglärm wird energetisch vom Gesamtlärm abgezogen:

$$L_{res} = 10 \cdot \lg\left(10^{0.1 \cdot Leq_{tot}} - 10^{0.1 \cdot Leq_{ac}}\right)$$

A19.4 Kontamination durch Grundgeräusch in Abhängigkeit des Grundgeräuschpegelabstands GGPA

Überlegungen:

$L_{meas} = L_{ac} \oplus L_{res}$ (energetische Addition)

$conta = L_{meas} - L_{ac}$ (normale Subtraktion)

$GGPA = L_{ac} - L_{res}$ (normale Subtraktion)

$\Rightarrow conta=f(GGPA) = L_{ac} \oplus L_{res} - L_{ac}$

Berechnungsvorschriften für Maximalpegel:

$$L_{meas} = 10 \cdot \lg\left(10^{0.1 \cdot L_{ac}} + 10^{0.1 \cdot L_{res}}\right)$$

$$\Rightarrow cont = 10 \cdot \lg\left(10^{0.1 \cdot L_{ac}} + 10^{0.1 \cdot L_{res}}\right) - 10 \cdot \lg\left(10^{0.1 \cdot L_{ac}}\right) = 10 \cdot \lg\left(\frac{10^{0.1 \cdot L_{ac}} + 10^{0.1 \cdot L_{res}}}{10^{0.1 \cdot L_{ac}}}\right)$$

$$\boxed{\Rightarrow conta_{LAMAX} = 10 \cdot \lg\left(1 + 10^{-0.1 \cdot (L_{ac} - L_{res})}\right) = 10 \cdot \lg\left(1 + 10^{-0.1 \cdot GGPA}\right)}$$

Berechnungsvorschriften für Ereignispegel:

$$conta = 10 \cdot \lg\left(\frac{10^{0.1 \cdot L_{AE}} + 10^{0.1 \cdot L_{AE\,res}}}{10^{0.1 \cdot L_{AE}}}\right) = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{10^{0.1 \cdot L_{AE\,res}}}{10^{0.1 \cdot L_{AE}}}\right)$$

$$\text{mit: } L_{AE\,res} = L_{res} + 10 \cdot \lg\left(\frac{t}{t_0}\right) \text{ und } L_{AE} = L_{A,\max} + \Delta L$$

$$\Rightarrow conta = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{\frac{t}{t_0} 10^{0.1 \cdot L_{res}}}{10^{0.1 \cdot (L_{A,\max} + \Delta L)}}\right) = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{t}{t_0} \cdot 10^{0.1 \cdot L_{res}} \cdot 10^{-0.1 \cdot L_{A,\max}} \cdot 10^{-0.1 \cdot \Delta L}\right)$$

$$\boxed{\Rightarrow conta_{LAE} = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{t}{\kappa \cdot t_0} 10^{-0.1 \cdot (L_{ac} - L_{res})}\right) = 10 \cdot \lg\left(1 + \frac{t}{\kappa \cdot t_0} 10^{-0.1 \cdot GGPA}\right)}$$

$$\text{mit: } \kappa = 10^{0.1 \cdot \Delta L}$$

Legende:

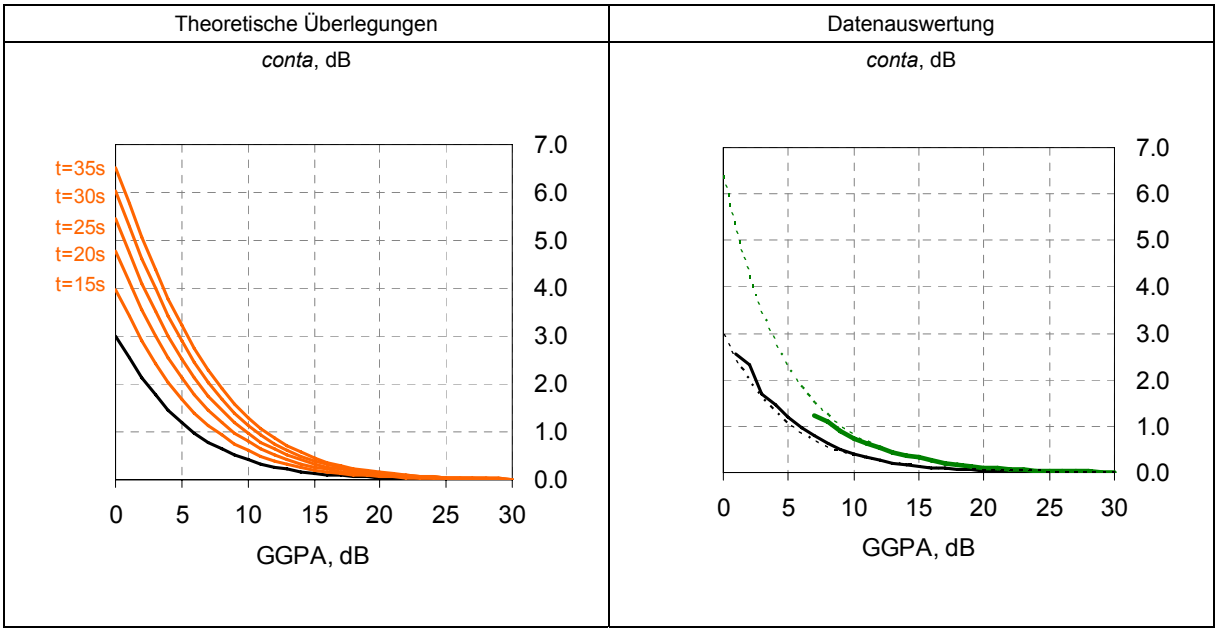
$\oplus$: energetische Addition;
ac: Aircraft;
conta: Kontamination;
GGPA: Grundgeräuschpegelabstand, dB;
meas: Messung;
t: Integrationszeit resp. Geräuschdauer in Sekunden;
t_0: Bezugszeit von einer Sekunde;
ΔL: Differenz zwischen Ereignis- und Maximalpegel [dB];
κ: Anpassungsfaktor zu Bestimmung der Kontamination beim Ereignispegel

Anmerkungen zum Ereignispegel:

Die Kontamination eines Ereignispegels hängt gemäss obiger Berechnungsvorschrift von der Differenz ΔL zwischen Ereignis- und Maximalpegel sowie der Geräuschdauer t ab. ΔL ist aber selbst eine Funktion der Geräuschdauer t und lässt sich wie folgt berechnen [69]:

$$\Delta L = L_{AE} - L_{A,\max} = 10 \cdot \lg\left(\frac{t}{t_0}\right) \cong 10 \cdot \lg\left(\frac{t_{10}}{2 \cdot t_0}\right)$$

Setzt man nun *ΔL* gemäss obiger Definition in die Funktionsgleichung für $conta_{LAE}$ ein so erhält man $conta_{LAMAX}$. Wenn man nun aber für *ΔL* einen fixen Wert von beispielsweise 10 dB einsetzt, was den mittleren Pegeldifferenzen an den Messstationen in Zürich und in Genf entspricht (vgl. Anhang A19.11, Tabelle A), und als Geräuschdauer *t* verschiedene t_{10}-Zeiten benutzt, so resultieren die orangen Kurven im linken Teilbild der nachfolgenden Figur.



(Formeln zur Berechnung siehe vorangegangene Seite!)

GGPA	$L_{A,max}$	L_{AE} *conta* in dB *für ΔL* = 10 dB				
		t=15s	t=20s	t=25s	t=30s	t=35s
0	3.01	4.0	4.8	5.4	6.0	6.5
1	2.54	3.4	4.1	4.8	5.3	5.8
2	2.12	2.9	3.5	4.1	4.6	5.1
3	1.76	2.4	3.0	3.5	4.0	4.4
4	1.46	2.0	2.5	3.0	3.4	3.8
5	1.19	1.7	2.1	2.5	2.9	3.2
6	0.97	1.4	1.8	2.1	2.4	2.7
7	0.79	1.1	1.5	1.8	2.0	2.3
8	0.64	0.9	1.2	1.4	1.7	1.9
9	0.51	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6
10	0.41	0.6	0.8	1.0	1.1	1.3
11	0.33	0.5	0.6	0.8	0.9	1.1
12	0.27	0.4	0.5	0.6	0.8	0.9
13	0.21	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7
14	0.17	0.3	0.3	0.4	0.5	0.6
15	0.14	0.2	0.3	0.3	0.4	0.5
16	0.11	0.2	0.2	0.3	0.3	0.4
17	0.09	0.1	0.2	0.2	0.3	0.3
18	0.07	0.1	0.1	0.2	0.2	0.2
19	0.05	0.1	0.1	0.1	0.2	0.2
20	0.04	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
21	0.03	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
22	0.03	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1
23	0.02	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1
24	0.02	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1
25	0.01	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

GGPA	*conta*, dB	
	$L_{A,max}$	L_{AE}*
0		
1	2.55	
2	2.31	
3	1.68	
4	1.44	
5	1.19	
6	0.97	
7	0.78	1.23
8	0.64	1.09
9	0.51	0.88
10	0.41	0.73
11	0.33	0.62
12	0.27	0.52
13	0.21	0.45
14	0.17	0.38
15	0.14	0.32
16	0.11	0.26
17	0.09	0.21
18	0.07	0.17
19	0.05	0.14
20	0.04	0.11
21	0.03	0.09
22	0.03	0.07
23	0.02	0.06
24	0.02	0.04
25	0.01	0.04

* Die Integrationszeit *t* beträgt je nach Station im Mittel zwischen 20 bis 30 Sekunden (vgl. Anhang A19.11).

A19.5 Anzahl gemessener und Gesamtzahl der Fluglärmereignisse in Zürich

A) N_1: Anzahl der gemessenen Fluglärmereignisse je Lande- und Startrichtung

Ort	Jahr	Flugoperation&Pistennummer								
		A14	D32	A16	D34	A28	D10	A34	D16	D28
NMT1	2000	96	21	6	2'340	5	352	1	6'850	72'717
	2001	47	30	12	2'023	20	2'423	2	8'131	88'264
	2002	43	24	14	1'421	13	1'364	1	5'809	77'728
	2003	19	55	7	730	13	1'096	0	5'498	69'978
NMT5	2000	110'073	1'868	13'053	8'701	32	4	5	119	154
	2001	102'222	3'047	16'612	8'641	78	11	0	52	67
	2002	80'879	2'569	18'724	5'934	35	8	0	31	70
	2003	86'937	7'868	1'043	4'695	36	9	3	33	56
NMT6	2000	45	1	8	8	3	0	146	44'198	8
	2001	10	0	9	3	2	7	6	28'483	6
	2002	6	0	4	0	1	2	13	22'037	1
	2003	6	1	0	0	7	6	658	23'752	8
NMT7	2000	23	0	3	1	6	0	93	28'901	96
	2001	7	1	4	3	3	0	2	16'917	75
	2002	9	0	1	2	1	0	1	10'283	27
	2003	1	1	0	6	4	0	151	11'893	64
NMT8	2000	17	32	2	41	3	6	1	7'774	39'696
	2001	7	68	0	68	14	52	0	6'063	45'457
	2002	4	43	1	67	9	33	0	4'485	35'640

B) N_2: Gesamtzahl der Bewegungen je Lande- und Startrichtung

Jahr	Flugoperation&Pistennummer								
	A14	D32	A16	D34	A28	D10	A34	D16	D28
2000	129'233	2'232	24'301	10'757	3'003	552	317	58'269	88'364
2001	115'975	3'656	27'271	10'491	5'791	4'741	29	32'720	100'672
2002	100'267	5'218	27'035	8'367	6'043	2'847	88	27'647	95'139
2003	107'676	12'282	5'205	6'593	11'476	3'043	753	28'916	81'784

C) N_1 / N_2: Erfassungsraten je Lande- und Startrichtung

Ort	Jahr	Flugoperation&Pistennummer								
		A14	D32	A16	D34	A28	D10	A34	D16	D28
NMT1	2000	0%	1%	0%	22%	0%	62%	0%	12%	**82%**
	2001	0%	1%	0%	19%	0%	51%	0%	25%	**88%**
	2002	0%	0%	0%	17%	0%	48%	0%	21%	**82%**
	2003	0%	0%	0%	11%	0%	36%	0%	19%	**86%**
NMT5	2000	**85%**	84%	**54%**	**81%**	1%	1%	1%	0%	0%
	2001	**88%**	83%	**61%**	**82%**	1%	0%	0%	0%	0%
	2002	**81%**	49%	**69%**	**71%**	0%	0%	0%	0%	0%
	2003	**81%**	**64%**	20%	**71%**	0%	0%	0%	0%	0%
NMT6	2000	0%	0%	0%	0%	0%	0%	21%	**76%**	0%
	2001	0%	0%	0%	0%	0%	0%	1%	**87%**	0%
	2002	0%	0%	0%	0%	0%	0%	2%	**79%**	0%
	2003	0%	0%	0%	0%	0%	0%	58%	**82%**	0%
NMT7	2000	0%	0%	0%	0%	0%	0%	14%	**50%**	0%
	2001	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	**52%**	0%
	2002	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	**37%**	0%
	2003	0%	0%	0%	0%	0%	0%	13%	**41%**	0%
NMT8	2000	0%	1%	0%	0%	0%	1%	0%	**13%**	**45%**
	2001	0%	2%	0%	1%	0%	1%	0%	**18%**	**45%**
	2002	0%	1%	0%	1%	0%	1%	0%	**16%**	**37%**

Fett hervorgehoben sind diejenigen Flugoperationen mit einem Energieanteil über 5%.

A: Approach (=Landung)
D: Departure (=Start)

A19.6 Anzahl gemessener und Gesamtzahl der Fluglärmereignisse in Genf

A) *N1:* Anzahl der gemessenen Fluglärmereignisse je Lande- und Startrichtung

Ort	Jahr	Flugoperation&Pistennummer			
		D23	A05	D05	A23
NMT03	2000	22'602	3'468	0	0
	2003	18'228	3'312	65	41
NMT05	2000	28'990	15'121	0	0
	2003	27'342	19'362	75	51
NMT06	2000	24'052	7'241	0	0
	2003	24'522	14'496	58	45
NMT10	2000	0	0	11'325	24'760
	2003	59	22	17'163	20'752
NMT11	2000	0	0	10'117	30'199
	2003	73	25	16'987	27'616

B) *N2:* Gesamtzahl der Bewegungen je Lande- und Startrichtung

Jahr	Flugoperation&Pistennummer			
	D23	A05	D05	A23
2000	49'307	23'861	23'139	58'569
2003	43'081	37'278	36'055	43'543

C) N_1 / N_2: Erfassungsraten je Lande- und Startrichtung

Ort	Jahr	Flugoperation&Pistennummer			
		D23	A05	D05	A23
NMT03	2000	**46%**	15%	0%	0%
	2003	**42%**	9%	0%	0%
NMT05	2000	**59%**	**63%**	0%	0%
	2003	**63%**	**52%**	0%	0%
NMT06	2000	**49%**	**30%**	0%	0%
	2003	**57%**	**39%**	0%	0%
NMT10	2000	0%	0%	**49%**	**42%**
	2003	0%	0%	**48%**	**48%**
NMT11	2000	0%	0%	**44%**	**52%**
	2003	0%	0%	**47%**	**63%**

Fett hervorgehoben sind diejenigen Flugoperationen mit einem Energieanteil über 5%.

A: Approach (=Landung)
D: Departure (=Start)

A19.7 Typenspezifische Korrekturen wegen unvollständig gemessener Pegelverteilungen (Auswahl)

A) Zürich 2003, NMT6, Start Piste 16 (Routen E16 & F16)

Typ	*%En*	$\overline{L}_{AE}$ *, dB*	N_1	N_2	N_1 / N_2	*p*	*SD, dB*	*σ, dB*	***K, dB***
A320	2%	89.0	2420	2659	91%	100%	1.7	1.7	**0.0**
A321	3%	91.6	1596	1739	92%	100%	1.7	1.7	**0.0**
A3302	22%	96.4	3908	4282	91%	100%	2.2	2.2	**0.0**
B7473	2%	103.4	85	99	86%	95%	3.1	3.5	**0.4**
B7474	12%	102.7	499	558	89%	99%	3.4	3.5	**0.1**
B73F	2%	91.0	1017	1126	90%	100%	2.0	2.0	**0.0**
B73S	1%	88.4	1106	1206	92%	100%	2.3	2.3	**0.0**
MD11	32%	102.1	1476	1606	92%	100%	4.1	4.1	**0.0**
MD87	1%	95.3	209	227	92%	100%	2.9	2.9	**0.0**
RJ100	2%	88.1	2118	2364	90%	99%	2.3	2.4	**0.1**

B) Zürich 2003, NMT7, Start Piste 16 (Routen E16 & F16)

Typ	*%En*	$\overline{L}_{AE}$ *, dB*	N_1	N_2	N_1 / N_2	*p*	*SD, dB*	*σ, dB*	***K, dB***
A320	2%	84.0	665	2659	25%	29%	3.7	5.3	**9.6**
A321	2%	82.6	699	1739	40%	46%	2.8	4.0	**5.5**
A3302	13%	85.1	3415	4282	80%	91%	3.1	3.7	**0.8**
B7473	4%	95.5	83	99	84%	96%	4.1	4.6	**0.4**
B7474	15%	94.3	478	558	86%	98%	3.8	4.0	**0.2**
B73F	2%	83.9	845	1126	75%	86%	2.7	3.5	**1.2**
B73S	1%	83.3	510	1206	42%	48%	3.2	4.5	**5.6**
MD11	34%	93.0	1392	1606	87%	99%	4.2	4.3	**0.1**
MD87	1%	87.2	173	227	76%	87%	4.4	5.5	**1.3**
RJ100	1%	83.6	231	2364	10%	11%	3.5	6.0	**16.2**

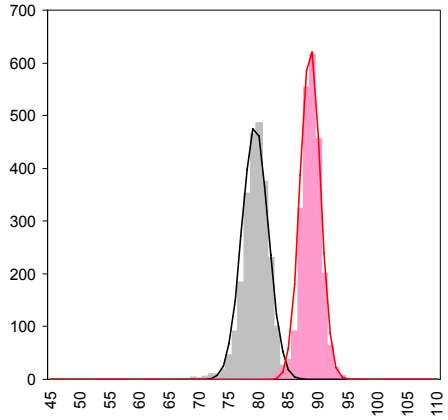
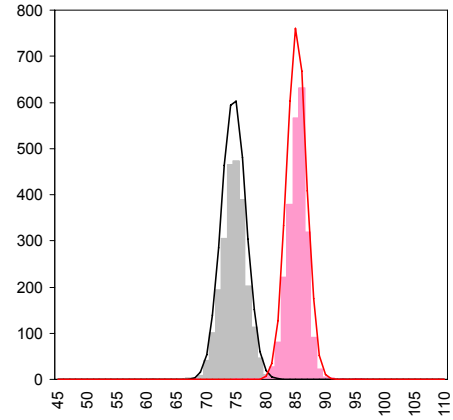
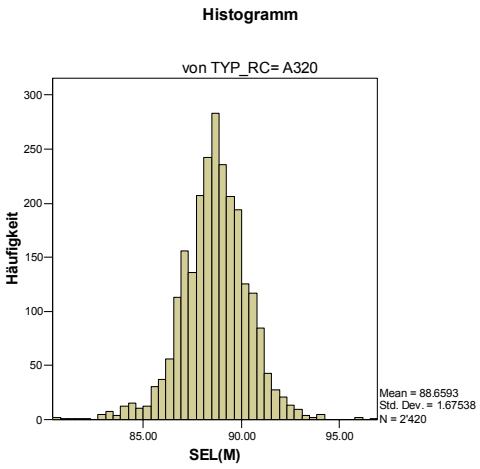
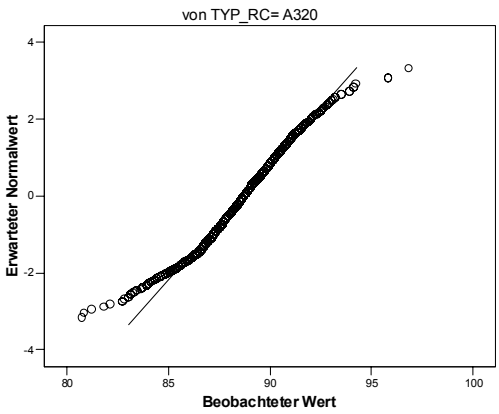
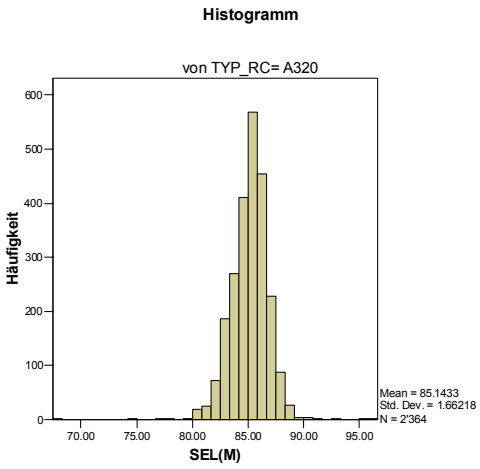
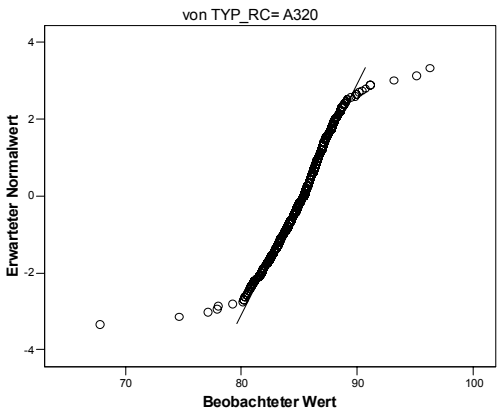
C) Genf 2003, NMT05, Start Piste 23 (D23)

Typ	*%En*	$\overline{L}_{AE}$ *, dB*	N_1	N_2	N_1 / N_2	*p*	*SD, dB*	*σ, dB*	***K, dB***
A319	7%	84.5	2618	3186	82%	100%	1.5	1.5	**0.0**
A320	8%	85.5	2364	3181	74%	100%	1.7	1.7	**0.0**
A321	4%	87.5	778	1179	66%	89%	1.6	2.0	**0.7**
B73F	5%	87.2	925	1311	71%	95%	1.7	1.9	**0.3**
B73S	12%	85.9	3063	5011	61%	82%	1.3	1.7	**1.0**
B73V	4%	85.0	1402	1821	77%	100%	1.5	1.5	**0.0**
CL65	3%	78.8	4107	6054	68%	91%	2.2	2.6	**0.7**
MD11	1%	94.1	20	27	74%	100%	2.9	2.9	**0.0**
MD87	12%	92.4	723	1035	70%	94%	1.8	2.1	**0.4**
RJ100	6%	84.3	2278	3322	69%	92%	2.1	2.5	**0.6**

D) Genf 2003, NMT05, Landung Piste 05 (A05)

Typ	*%En*	$\overline{L}_{AE}$ *, dB*	N_1	N_2	N_1 / N_2	*p*	*SD, dB*	*σ, dB*	***K, dB***
A319	10%	89.4	1472	2091	70%	95%	1.6	1.8	**0.3**
A320	10%	90.0	1496	2552	59%	79%	1.3	1.7	**1.1**
A321	3%	90.8	395	875	45%	61%	1.5	2.2	**2.5**
B73F	5%	90.8	598	1139	53%	71%	2.0	2.7	**2.2**
B73S	14%	90.2	1742	3757	46%	62%	1.6	2.2	**2.4**
B73V	6%	89.8	856	1307	65%	88%	1.4	1.7	**0.7**
CL65	7%	85.1	2932	4782	61%	83%	1.4	1.8	**1.0**
MD11	0%	96.2	6	11	55%	73%	0.5	0.7	**0.7**
MD87	3%	89.3	528	882	60%	81%	1.6	2.1	**1.2**
RJ100	6%	87.0	1521	2413	63%	85%	2.0	2.5	**1.1**

A19.8 Test der Messpegel auf Normalverteilung (ausgewähltes Beispiel)

	Airbus A320	
	Zürich 2003, NMT6, Departure 16 (D16)	Genf 2003, NMT05, Departure 23 (D23)
Häufigkeiten der Maximalpegel (grau) und Häufigkeiten der Ereignispegel (mangenta)		
Explorative Datenanalyse in SPSS 12.0	 	 
	Lillefors-Test:	**Lillefors-Test:**
	Statistik (max. Abweichung): 0.043	Statistik (max. Abweichung): 0.056
	df (Anzahl Freiheitsgrade): 2420	df (Anzahl Freiheitsgrade): 2364
	Signifikanz *a*:* 0.000	Signifikanz *a*:* 0.000

*Erhält man eine Irrtumswahrscheinlichkeit *a* kleiner 0.05, so weicht die gegebene Verteilung signifikant von der Normalverteilung ab [5].

A19.9 Korrektur des Mittelungspegels in Abhängigkeit der Erfassungsrate

A) Betriebstage der Anlagen

Anlage	Ort	Betriebstage *BT*			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	319	332	306	336
	NMT5	321	331	307	320
	NMT6	314	330	307	330
	NMT7	321	306	240	320
	NMT8	311	316	289	(a)
GVA	NMT03	319	(a)	(a)	207
	NMT05	340	(a)	(a)	271
	NMT06	300	(a)	(a)	276
	NMT10	340	(a)	(a)	261
	NMT11	340	(a)	(a)	294

B) Prozentsatz der erfassten Fluglärmereignisse (nicht korrigiert)

Anlage	Ort	N_1 / N_2			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	82%	86%	80%	85%
	NMT5	83%	86%	77%	78%
	NMT6	73%	85%	79%	82%
	NMT7	49%	52%	37%	43%
	NMT8	45%	45%	38%	(a)
GVA	NMT03	44%	(a)	(a)	27%
	NMT05	57%	(a)	(a)	58%
	NMT06	47%	(a)	(a)	48%
	NMT10	47%	(a)	(a)	47%
	NMT11	42%	(a)	(a)	56%

C) Prozentsatz der erfassten Fluglärmereignisse (korrigiert)

Anlage	Ort	$p = d / BT \cdot N_1 / N_2$			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	94%	95%	95%	92%
	NMT5	95%	95%	92%	88%
	NMT6	85%	94%	94%	90%
	NMT7	56%	62%	57%	49%
	NMT8	53%	52%	48%	(a)
GVA	NMT03	51%	(a)	(a)	48%
	NMT05	61%	(a)	(a)	78%
	NMT06	57%	(a)	(a)	64%
	NMT10	51%	(a)	(a)	66%
	NMT11	46%	(a)	(a)	69%

(a) Keine Messwerte verfügbar!

D) Gewählte Routen je Start- und Landerichtung zur Ermittlung der Pegelkorrekturen

Anlage	Ort	A14	D32	D34	A34	D16	D28	A05	D23	A23	D05
ZRH	NMT1						X				
	NMT5	X	X	X							
	NMT6				X	X					
	NMT7					X					
	NMT8						X				
GVA	NMT03							X			
	NMT05							X	X		
	NMT06							X	X		
	NMT10									X	X
	NMT11									X	X

E) Mittelungspegel aus Messdaten

Anlage	Ort	$L_{Aeq,meas}$ von 06 bis 22 Uhr, dB			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	67.6	68.0	67.5	65.5
	NMT5	60.4	60.1	59.5	58.5
	NMT6	69.7	68.5	67.7	66.1
	NMT7	61.2	58.9	58.5	56.6
	NMT8	57.8	58.1	57.5	(a)
GVA	NMT03	59.1	(a)	(a)	58.0
	NMT05	64.6	(a)	(a)	62.1
	NMT06	60.3	(a)	(a)	58.5
	NMT10	57.8	(a)	(a)	57.5
	NMT11	58.0	(a)	(a)	57.1

F) Mittelungspegel der nicht erfassten Fluglärmereignisse

Anlage	Ort	$L_{Aeq,miss}$ von 06 bis 22 Uhr, dB			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	50.1	43.6	41.6	44.1
	NMT5	40.1	39.6	42.8	42.0
	NMT6	46.4	39.7	42.8	45.2
	NMT7	51.0	45.4	46.6	45.5
	NMT8	49.2	47.9	46.8	(a)
GVA	NMT03	52.5	(a)	(a)	48.4
	NMT05	56.8	(a)	(a)	53.6
	NMT06	52.9	(a)	(a)	50.6
	NMT10	51.1	(a)	(a)	50.0
	NMT11	50.9	(a)	(a)	49.2

G) Mittelungspegel unter Berücksichtigung aller Fluglärmereignisse

Anlage	Ort	$\tilde{L}_{Aeq,meas}$ von 06 bis 22 Uhr, dB			
		2000	2001	2002	2003
ZRH	NMT1	67.7	68.1	67.5	65.5
	NMT5	60.4	60.1	59.6	58.6
	NMT6	69.7	68.5	67.7	66.2
	NMT7	61.6	59.1	58.8	56.9
	NMT8	58.4	58.5	57.9	(a)
GVA	NMT03	60.0	(a)	(a)	58.5
	NMT05	65.3	(a)	(a)	62.7
	NMT06	61.0	(a)	(a)	59.1
	NMT10	58.6	(a)	(a)	58.2
	NMT11	58.8	(a)	(a)	57.7

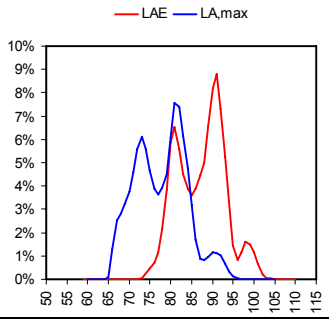
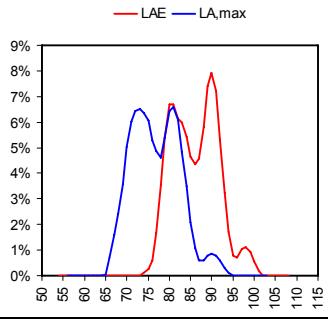
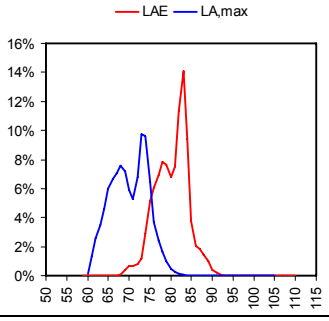
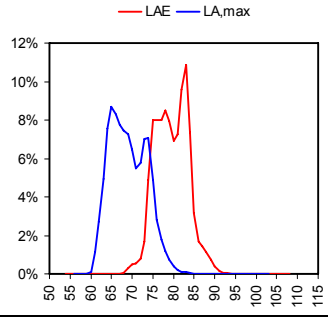
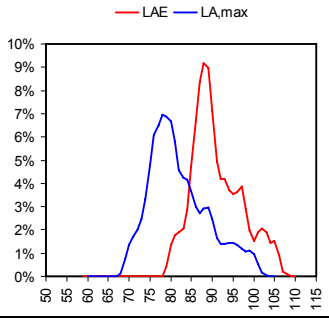
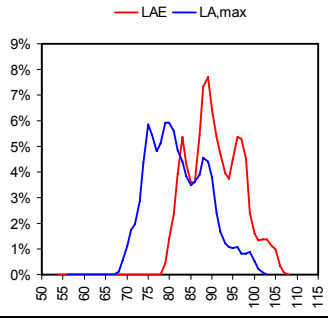
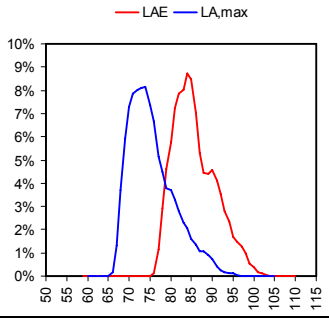
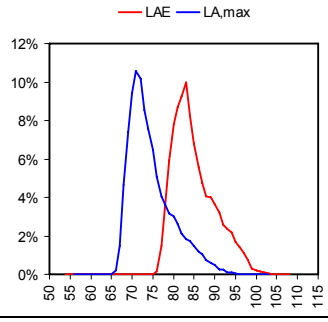
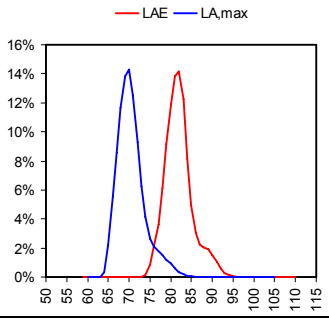
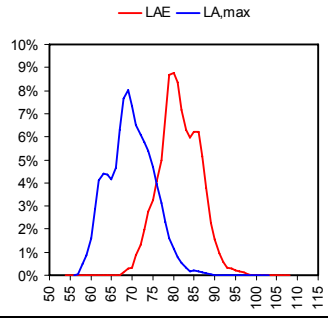
H) Korrekturen unter Berücksichtigung der Hauptstart- und Landerichtungen

Anlage	Ort	$\tilde{L}_{Aeq,meas} - L_{Aeq,meas}$				k_{miss}		u_{miss}
		2000	2001	2002	2003	Mean	SD	SE
ZRH	NMT1	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	(0.0)	0.01
	NMT5	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	(0.0)	0.02
	NMT6	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	(0.0)	0.01
	NMT7	0.4	0.2	0.3	0.3	0.3	(0.1)	0.04
	NMT8	0.6	0.4	0.3	(a)	0.4	(0.1)	0.06
GVA	NMT03	0.9	(a)	(a)	0.5	0.7	(0.3)	0.20
	NMT05	0.7	(a)	(a)	0.6	0.6	(0.1)	0.05
	NMT06	0.7	(a)	(a)	0.6	0.7	(0.1)	0.04
	NMT10	0.8	(a)	(a)	0.7	0.8	(0.1)	0.06
	NMT11	0.8	(a)	(a)	0.7	0.7	(0.1)	0.06

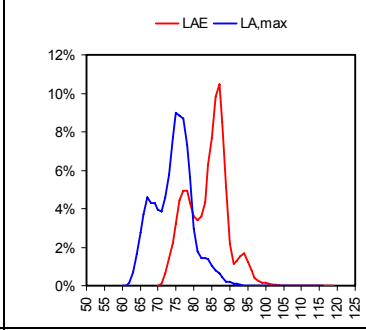
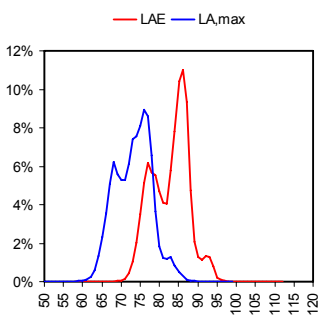
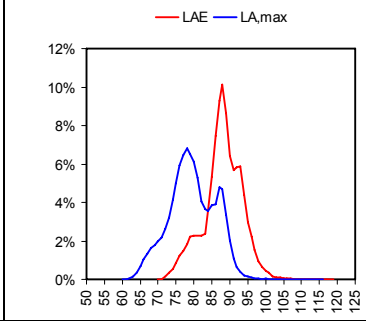
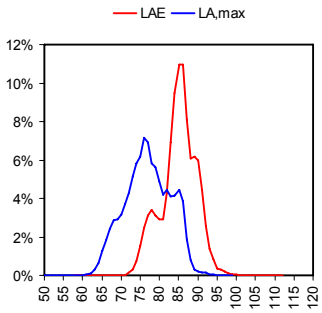
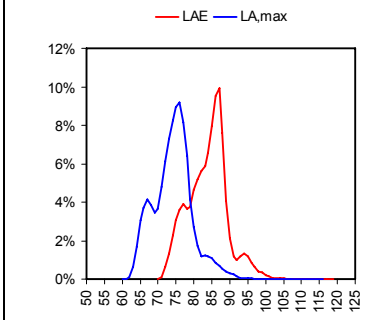
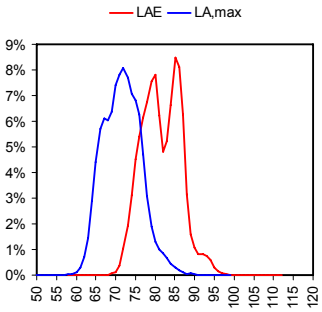
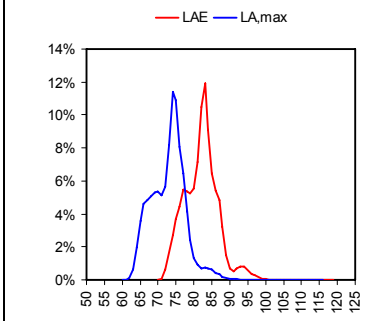
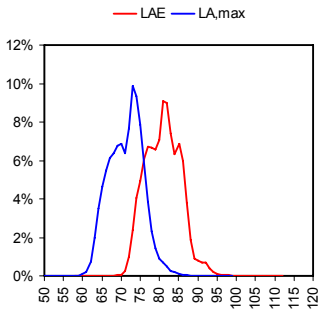
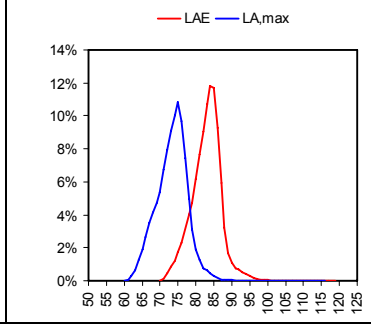
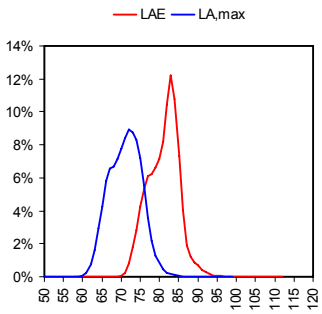
(a) Keine Messwerte verfügbar!

A19.10 Häufigkeitsverteilungen

A) Zürich

	2000	2003
NMT1		
NMT5		
NMT6		
NMT7		
NMT8		

B) Genf

	2000	2003
NMT03		
NMT05		
NMT06		
NMT10		
NMT11		

A19.11 Weitere Kennzahlen

A) Messung 2000 bis 2003

Ort	*ΔL*, dB			*GGPA*, dB			*dMS*, dB			*t10*, s			*ts*, s		
	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N
NMT1	8.6	(1.2)	50'927	18	(6)	52'544	15	(6)	52'620	18	(7)	50'927	28	(12)	52'620
NMT2	9.9	(1.2)	30'102	17	(5)	31'585	12	(5)	31'595	25	(6)	30'008	29	(10)	31'595
NMT3	9.3	(1.5)	11'535	18	(7)	10'612	13	(7)	12'826	22	(8)	11'535	28	(11)	12'826
NMT4	10.1	(1.3)	8'524	20	(5)	7'649	9	(5)	9'921	25	(6)	8'524	26	(11)	9'921
NMT5	10.0	(1.6)	41'647	16	(5)	41'628	10	(5)	45'889	24	(9)	41'647	26	(11)	45'889
NMT6	8.4	(1.4)	31'375	22	(7)	31'801	17	(7)	31'861	17	(6)	31'375	28	(10)	31'861
NMT7	9.5	(1.3)	21'264	16	(6)	22'689	11	(6)	22'721	22	(7)	21'261	26	(10)	22'721
NMT8	10.9	(1.4)	27'770	16	(4)	31'400	9	(4)	31'416	31	(11)	27'770	32	(14)	31'416
NMT9	9.8	(1.5)	5'736	16	(5)	6'453	10	(5)	6'468	24	(9)	5'736	27	(12)	6'468
NMT03	9.6	(1.3)	11'150	17	(6)	10'943	13	(6)	11'150				31	(18)	11'150
NMT05	8.6	(2.1)	17'947	23	(7)	17'584	18	(7)	17'947				33	(19)	17'947
NMT06	9.8	(1.4)	14'986	19	(6)	14'654	14	(6)	14'986				33	(19)	14'986
NMT10	9.7	(1.3)	12'868	18	(5)	12'472	13	(5)	12'868				29	(20)	12'868
NMT11	10.1	(1.4)	12'409	18	(5)	12'019	11	(5)	12'409				31	(39)	12'409
Total	9.5	(1.6)	298'240	18	(6)	304'033	13	(6)	314'677	22	(9)	228'783	29	(15)	314'677

B) Simulation 2000 bis 2003

Ort	*ΔL*, dB			*GGPA*, dB			*dMS*, dB			*t10*, s			*ts*, s		
	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N	Mean	SD	N
NMT1	9.8	(1.5)	52'620	17	(7)	52'544	15	(7)	52'620	21	(13)	52'620	26	(12)	52'620
NMT2	11.5	(0.9)	31'595	16	(5)	31'585	11	(5)	31'595	28	(8)	31'595	28	(10)	31'595
NMT3	10.7	(1.7)	12'826	16	(8)	10'612	11	(8)	12'826	25	(13)	12'826	22	(11)	12'826
NMT4	12.1	(1.0)	9'921	19	(5)	7'649	8	(5)	9'921	32	(8)	9'921	26	(12)	9'921
NMT5	11.5	(1.5)	45'889	17	(5)	41'628	10	(5)	45'889	28	(11)	45'889	26	(13)	45'889
NMT6	8.6	(1.6)	31'861	23	(8)	31'801	18	(8)	31'861	15	(5)	31'861	26	(12)	31'861
NMT7	10.7	(1.2)	22'721	16	(6)	22'689	11	(6)	22'721	24	(6)	22'721	25	(11)	22'721
NMT8	13.8	(1.4)	31'416	14	(4)	31'400	7	(4)	31'416	51	(17)	31'416	35	(19)	31'416
NMT9	12.4	(2.4)	6'468	14	(7)	6'453	9	(7)	6'468	44	(38)	6'468	26	(17)	6'468
NMT03	10.9	(0.8)	11'150	17	(6)	10'943	13	(6)	11'150	24	(5)	11'150	32	(16)	11'150
NMT05	9.2	(1.8)	17'947	24	(6)	17'584	20	(7)	17'947	18	(7)	17'947	38	(23)	17'947
NMT06	10.7	(1.0)	14'986	20	(5)	14'654	15	(6)	14'986	23	(5)	14'986	34	(18)	14'986
NMT10	11.0	(1.0)	12'868	18	(5)	12'472	13	(6)	12'868	25	(6)	12'868	31	(15)	12'868
NMT11	10.9	(1.2)	12'409	18	(5)	12'019	12	(5)	12'409	25	(7)	12'409	30	(14)	12'409
Total	10.9	(2.0)	314'677	18	(7)	304'033	12	(7)	314'677	27	(15)	314'677	29	(15)	314'677

C) Mittelwerte der Pegeldifferenzen

Ort	ΔL_{AE}, dB			$\Delta L_{A,max}$, dB		
	Mean	SD	N	Mean	SD	N
NMT1	0.0	(3.0)	50'927	-0.7	(3.3)	52'620
NMT2	0.4	(3.0)	30'102	-0.8	(3.3)	31'595
NMT3	-0.9	(2.9)	11'535	-1.8	(3.4)	12'826
NMT4	0.5	(2.4)	8'524	-0.7	(3.0)	9'921
NMT5	0.9	(2.5)	41'647	0.1	(3.1)	45'889
NMT6	0.6	(2.3)	31'375	0.9	(2.7)	31'861
NMT7	0.8	(2.7)	21'264	0.2	(3.1)	22'721
NMT8	0.3	(2.7)	27'770	-1.9	(3.0)	31'416
NMT9	0.7	(2.9)	5'736	-1.1	(3.7)	6'468
NMT03	1.1	(3.1)	11'150	0.1	(3.2)	11'150
NMT05	1.3	(3.5)	17'947	0.9	(3.7)	17'947
NMT06	1.0	(3.1)	14'986	0.5	(3.3)	14'986
NMT10	0.5	(3.0)	12'868	-0.4	(3.1)	12'868
NMT11	0.9	(3.2)	12'409	0.6	(3.3)	12'409
Total	0.5	(2.9)	298'240	-0.3	(3.3)	314'677

Legende:

GGPA:	Grundgeräuschpegelabstand am Tag, dB
dMS:	Abstand zur Messschwelle, dB
t10:	t10-Zeit, s
ts:	Schwellenzeit
ΔL:	Differenz zwischen Ereignis- und Maximalpegel (L_{AE} minus $L_{A,max}$), dB
ΔL_{AE}:	Mittelwert der Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Ereignispegeln (Berechnung minus Messung), dB
$\Delta L_{A,max}$:	Mittelwert der Differenzen zwischen berechneten und gemessenen Maximalpegeln (Berechnung minus Messung), dB
Mean:	Arithmetischer Mittelwert, dB
SD:	Standardabweichung (Standard Deviation), dB
N:	Anzahl Werte

A20 Vergleich gemessener und berechneter Mittelungspegel

A) Mittelungspegel, dB

Ort	Berechnung: $L_{eq,calc}$				Messung: $L_{Aeq,meas}$				Korr. Messung: $\tilde{L}_{Aeq,meas}$				Σk_i	k_i				
	2000	2001	2002	2003	2000	2001	2002	2003	2000	2001	2002	2003		instr	set	conta	miss	loc
NMT1	67.2	67.4	66.8	66.1	67.6	68.0	67.5	65.5	68.0	68.4	67.9	65.9	0.4	0.0	0.5	-0.1	0.0	0.0
NMT5	60.9	60.7	59.9	59.3	60.4	60.1	59.5	58.5	60.7	60.4	59.9	58.8	0.3	0.0	0.5	-0.2	0.1	0.0
NMT6	69.5	68.9	68.2	65.6	69.7	68.5	67.7	66.1	70.1	68.9	68.1	66.6	0.4	0.0	0.5	-0.1	0.0	0.0
NMT7	61.0	60.5	60.1	56.4	61.2	58.9	58.5	56.6	61.8	59.5	59.1	57.2	0.6	0.0	0.5	-0.2	0.3	0.0
NMT8	58.6	58.5	57.9	57.7	57.8	58.1	57.5	55.8	58.5	58.8	58.2	56.5	0.7	0.0	0.5	-0.2	0.4	0.0
NMT03	62.1			59.9	59.1			58.0	59.8			58.7	0.6	0.0	0.2	-0.2	0.7	0.0
NMT05	64.7			63.2	64.6			62.1	64.3			61.1	-0.3	-1.0	0.1	-0.1	0.6	0.0
NMT06	61.9			60.1	60.3			58.5	61.0			59.3	0.7	0.0	0.2	-0.1	0.7	0.0
NMT10	59.5			58.9	57.8			57.5	58.7			58.4	0.9	0.0	0.3	-0.1	0.8	0.0
NMT11	59.9			58.7	58.0			57.1	58.9			58.0	0.9	0.0	0.3	-0.1	0.7	0.0

* k_{instr} von -1.0 dB gilt nur fürs Jahr 2000; es ergeben sich folgende Korrekturen: -0.3 dB im Jahr 2000 und +0.7 dB im Jahr 2003.

B) Standardunsicherheiten *u*, dB

Ort	$u_{calc} = U_1/2$				$u_{meas} = u_{instr}$				$\tilde{u}_{meas} = \sqrt{u_{instr}^2 + \sum u_i^2}$				$\sqrt{\sum u_i^2}$	u_i			
	2000	2001	2002	2003	2000	2001	2002	2003	2000	2001	2002	2003		set	conta	miss	loc
NMT1	0.3	0.3	0.3	0.3	0.5	0.5	0.5	0.5	0.9	0.9	0.9	0.9	0.7	0.4	0.2	0.0	0.5
NMT5	0.4	0.4	0.4	0.4	0.5	0.5	0.5	0.5	0.8	0.8	0.8	0.8	0.6	0.1	0.3	0.0	0.5
NMT6	0.4	0.5	0.6	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.8	0.8	0.8	0.8	0.6	0.3	0.2	0.0	0.5
NMT7	0.4	0.6	0.6	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.9	0.9	0.9	0.9	0.7	0.1	0.5	0.0	0.5
NMT8	0.3	0.3	0.3	0.3	0.5	0.5	0.5	0.5	0.8	0.8	0.8	0.8	0.6	0.3	0.3	0.1	0.5
NMT03	0.5			0.3	0.5			0.5	0.9			0.9	0.8	0.2	0.5	0.2	0.5
NMT05	0.5			0.3	0.5			0.5	0.8			0.8	0.5	0.0	0.2	0.0	0.5
NMT06	0.5			0.3	0.5			0.5	0.8			0.8	0.6	0.2	0.3	0.0	0.5
NMT10	0.6			0.3	0.5			0.5	0.8			0.8	0.6	0.1	0.3	0.1	0.5
NMT11	0.6			0.3	0.5			0.5	0.8			0.8	0.6	0.1	0.3	0.1	0.5
Mean	0.4	0.4	0.4	0.3	0.5	0.5	0.5	0.5	0.8	0.8	0.8	0.8	0.6	0.2	0.3	0.1	0.5
SD	0.1	0.1	0.2	0.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.1	0.1	0.1	0.1	0.0

C) $\Delta L_{Aeq} \pm 2 \cdot u$, dB

Ort	$(L_{Aeq,calc} - L_{Aeq,meas}) \pm \left(2 \cdot \sqrt{u_{calc}^2 + u_{meas}^2}\right)$								$(L_{Aeq,calc} - \tilde{L}_{Aeq,meas}) \pm \left(2 \cdot \sqrt{u_{calc}^2 + \tilde{u}_{meas}^2}\right)$							
	2000		2001		2002		2003		2000		2001		2002		2003	
NMT1	-0.4	±1.1	-0.6	±1.1	-0.7	±1.1	0.6	±1.1	-0.8	±1.8	-1.0	±1.8	-1.1	±1.8	0.2	±1.8
NMT5	0.5	±1.1	0.6	±1.1	0.4	±1.1	0.8	±1.1	0.2	±1.7	0.3	±1.7	0.0	±1.7	0.5	±1.7
NMT6	-0.2	±1.2	0.4	±1.2	0.5	±1.2	-0.5	±1.2	-0.6	±1.7	0.0	±1.7	0.1	±1.7	-1.0	±1.7
NMT7	-0.2	±1.2	1.6	±1.2	1.6	±1.3	-0.2	±1.2	-0.8	±1.8	1.0	±1.9	1.0	±1.9	-0.8	±1.8
NMT8	0.8	±1.1	0.4	±1.1	0.4	±1.1	1.9	±1.1	0.1	±1.7	-0.3	±1.7	-0.3	±1.7	1.2	±1.7
NMT03	3.0	±1.2					1.9	±1.1	2.3	±1.9					1.2	±1.9
NMT05	0.1	±1.2					1.1	±1.1	0.4	±1.6					0.4	±1.5
NMT06	1.6	±1.2					1.6	±1.1	0.9	±1.7					0.8	±1.7
NMT10	1.7	±1.3					1.4	±1.1	0.8	±1.7					0.5	±1.7
NMT11	1.9	±1.2					1.6	±1.1	1.0	±1.7					0.7	±1.6
$\overline{dL_{eq}}$	0.8								0.2							
SD	(0.9)								(0.8)							

Rechenvorschrift zur Prüfung der Signifikanz der Abweichungen zwischen Berechnung und Messung:
Wenn $|\Delta L_{Aeq}| > 2 \cdot u$, dann signifikant , sonst nicht signifikant !

A21 Vergleiche berechneter und gemessener Einzelereignisse

A21.1 Übersicht der verwendeten Berechnungsvorschriften

Erläuterungen

Zur besseren Übersicht sind die zur Berechnung der Pegeldifferenzen und Standardunsicherheiten verwendeten Formeln auf der nächsten Seite tabellarisch zusammengestellt. Nachfolgend werden ein paar Erläuterungen dazu gegeben.

Die kombinierten Standardunsicherheiten berechnen sich aus dem Standard Error *SE* des Mittelwerts ($SD/\sqrt{N}$), aus der Messunsicherheit u_{meas} und aus der Modellunsicherheit u_{calc}. Es wird Eq. 3-25 auf Seite 42 des Hauptteils angewendet. Im Falle der kontrollierten Messungen wird die Messunsicherheit u_{meas} der Geräteunsicherheit u_{instr} gleich gesetzt (vgl. Kapitel 5.2.1, Eq. 5-1). Sie beträgt gemäss Kapitel 5.3.5 etwas mehr als 0.5 dB. Im Falle der automatischen Stationen dagegen ist die Messunsicherheit etwas höher (siehe unten).

Bevor die gemessenen Pegel mit den berechneten verglichen werden, sollten sie wegen der in Kapitel 5 diskutierten systematischen Effekte korrigiert werden. Dabei sind die Korrekturen k_1 von Tab. 5-9 anzuwenden. Da jedoch in der Simulation die Messschwellen berücksichtigt sind, fällt bei der Bildung der Korrekturen die Komponente k_{set} weg. Es verbleiben k_{instr}, k_{loc} und k_{conta}. Die ersten beiden sind im Falle der einbezogenen Messstationen null, und k_{conta} beträgt je nach Standort zwischen minus 0.07 und minus 0.23 dB. Im Mittel sind es minus 0.15 dB. Da k_{conta} trotz dieses geringen Wertes tendenziell zu hoch angesetzt ist (vgl. Kapitel 5.5.3), wird der Einfachheit halber bei den automatischen Messungen auf eine vorgängige Korrektur der Messpegel verzichtet. Somit entfällt bei der Bildung der Messunsicherheit u_{meas} neben der Komponente u_{set} auch die Komponente u_{conta}. Es verbleiben u_{instr} und u_{loc}, was im Falle der automatischen Messungen eine Messunsicherheit u_{meas} von rund 0.7 dB ergibt. Sie gilt für sämtliche Messpegel unabhängig vom Standort. (Würden neben u_{instr} und u_{loc} auch u_{conta} berücksichtigt, würde die Messunsicherheit anstelle von pauschal 0.74 dB je nach Standort zwischen 0.76 und 0.88 dB betragen.)

Die Modellunsicherheit u_{calc} berechnet sich nach Eq. 4-4 auf Seite 50 des Hauptteils, welche die beiden Unsicherheitskomponenten u_{ac} und u_{att} enthält. Wie in Kapitel 4.6 gezeigt, reduziert sich u_{att} mit der Anzahl Einzelflüge, so dass bei der Bildung der Modellunsicherheit in der Regel u_{ac} dominiert.

Formeln

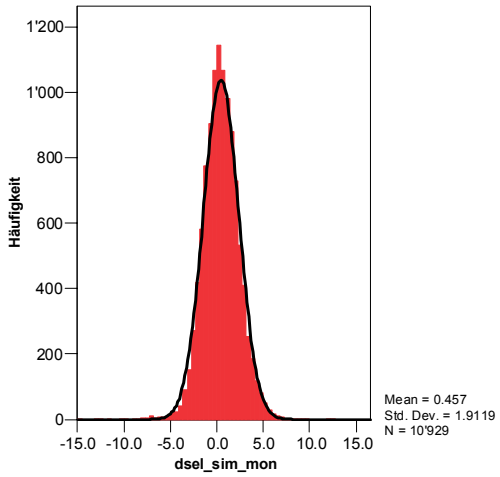
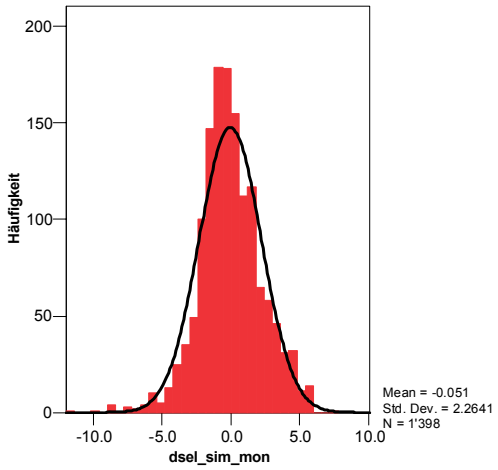
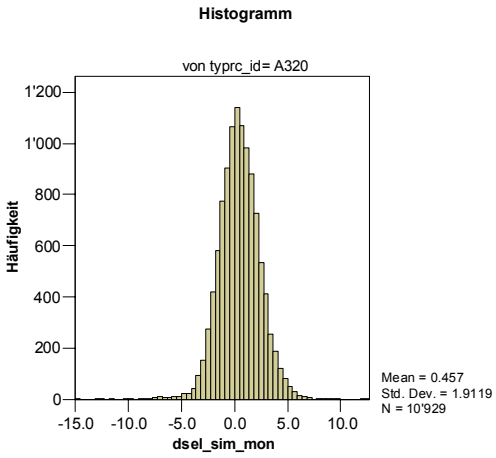
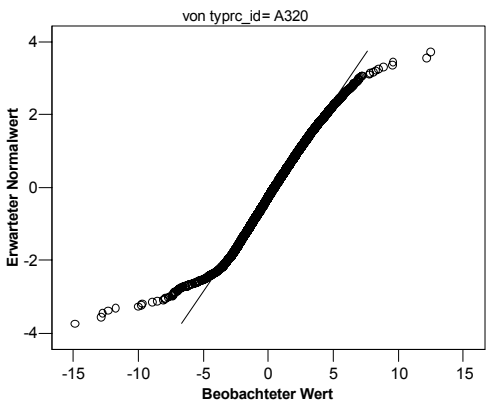
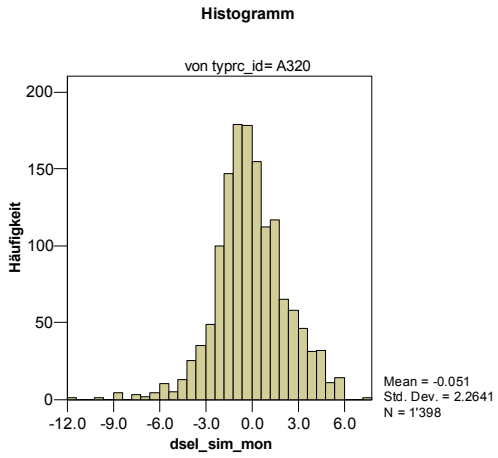
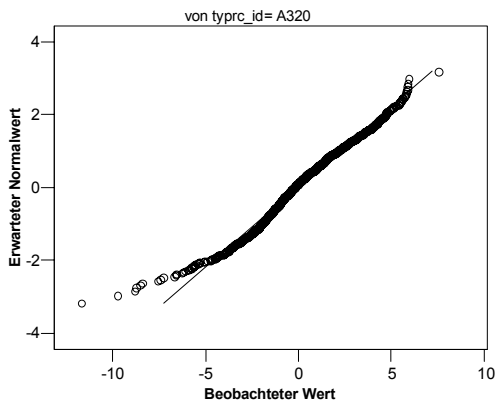
Statistische Grössen	Auswertungsart		Ref.
	Typenspezifisch	Total	
Mittelwert der Pegeldifferenzen:	$\overline{\Delta L}_j = \frac{1}{N_j}\sum_{i=1}^{N_j}\left(L_{calc,ij} - L_{meas,ij}\right)$	$\overline{\Delta L} = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(L_{calc,i} - L_{meas,i}\right)$	Eq. 3-21 Eq. 3-22
Standardunsicherheit des Mittelwerts:	$u_{\overline{\Delta L}_j} = \sqrt{SE_j^2 + u_{calc,j}^2 + u_{meas}^2}$	$u_{\overline{\Delta L}} = \sqrt{SE^2 + u_{calc}^2 + u_{meas}^2}$ $u_{\overline{\Delta L}} \cong \sqrt{u_{calc}^2 + u_{meas}^2}$	Eq. 3-25
Standardfehler des Mittelwerts:	$SE_j^2 = \frac{SD_j^2}{N_j}$	$SE^2 = \frac{SD^2}{N}$	Eq. 3-23 Eq. 3-24
Modellunsicherheit:	$u_{calc,j}^2 = u_{ac,j}^2 + \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(u_{att,ji}\cdot 10^{L_{AE,ji}}\right)^2}{\left(\Sigma I_j\right)^2} \cong u_{ac,j}^2$	$u_{calc}^2 = \frac{\sum_{j=1}^{m}\left(u_{calc,j}\cdot\Sigma I_j\right)^2}{\left(\sum_{j=1}^{m}\Sigma I_j\right)^2} \cong \frac{\sum_{j=1}^{m}\left(u_{ac,j}\cdot\Sigma I_j\right)^2}{\left(\sum_{j=1}^{m}\Sigma I_j\right)^2}$	Eq. 4-4 Eq. 4-26
Messunsicherheit begleiteter Messungen:	$u_{meas}^2 = u_{instr}^2 = (0.54\ \mathrm{dB})^2$	$u_{meas}^2 = u_{instr}^2 = (0.54\ \mathrm{dB})^2$	Eq. 5-1
Messunsicherheit Monitoringmessungen:	$u_{meas,j}^2 = u_{instr}^2 + u_{loc}^2 = (0.74\ \mathrm{dB})^2$	$u_{meas}^2 = u_{instr}^2 + u_{loc}^2 = (0.74\ \mathrm{dB})^2$	Tab. 5-10

Mit:

$$\Sigma I_j = \sum_{i=1}^{N_j} 10^{L_{AE,ji}}$$

N: Anzahl Werte.
SD: Standardabweichung
SE: Standard Error der Pegeldifferenzen.
u: Standardunsicherheit.

A21.2 Test der Pegeldifferenzen auf Normalverteilung (ausgewählte Beispiel)

	A320	
	Starts	Landungen
Häufigkeiten der Ereignispegel-differenzen mit eingezeichneter Normalverteilungskurve		
Explorative Datenanalyse in SPSS 12.0	  **Lillefors-Test:** Statistik (max. Abweichung): 0.020 df (Anzahl Freiheitsgrade): 10'929 Signifikanz *a*:* 0.000	  **Lillefors-Test:** Statistik (max. Abweichung): 0.048 df (Anzahl Freiheitsgrade): 1398 Signifikanz *a*:* 0.000

*Erhält man eine Irrtumswahrscheinlichkeit *a* kleiner 0.05, so weicht die gegebene Verteilung signifikant von der Normalverteilung ab [5].

A21.3 Ereignispegeldifferenzen unter Verwendung sämtlicher Messungen

A) Landung

Typ-RC	Monitoringmessungen Genf&Zürich 2000 bis 2003									Begleitete Messsungen Genf&Zürich 2000 und 2001								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet			*Mean*	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet		
				u	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*				*u*	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*
A109	-1.2	2.9	4	1.8	0.56	(n.s)	1.8	0.56	(n.s)									
A310	0.1	1.9	1057	1.0	0.96	(n.s)	1.0	0.95	(n.s)	-2.9	0.1	3	1.1	0.12	(n.s)	1.0	0.1	(n.s)
A319	0.3	2.3	1386	1.9	0.88	(n.s)	0.9	0.75	(n.s)	0.7	1.1	13	1.9	0.72	(n.s)	0.9	0.4	(n.s)
A320	-0.1	2.3	1398	2.1	0.98	(n.s)	0.8	0.95	(n.s)	-1.1	1.0	37	2.1	0.59	(n.s)	0.7	0.1	(n.s)
A321	0.4	2.0	1496	1.5	0.77	(n.s)	1.0	0.65	(n.s)	-0.8	1.4	23	1.5	0.58	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
AS33	-0.5	2.4	16	1.4	0.72	(n.s)	1.1	0.66	(n.s)									
AT42	1.1	3.0	1070	2.9	0.70	(n.s)	1.3	0.40	(n.s)	-1.4	0.8	3	3.1	0.69	(n.s)	1.7	0.4	(n.s)
B727	3.6	2.4	489	2.0	0.08	(n.s)	2.0	0.06	(n.s)									
B737	0.7	2.3	627	1.5	0.64	(n.s)	1.3	0.60	(n.s)	-1.8	0.4	3	1.8	0.41	(n.s)	1.6	0.3	(n.s)
B73F	0.6	1.8	1300	1.1	0.57	(n.s)	1.0	0.52	(n.s)	0.2	1.2	27	1.0	0.82	(n.s)	0.9	0.7	(n.s)
B73S	0.1	1.9	1327	1.7	0.94	(n.s)	1.0	0.89	(n.s)	-0.4	1.0	36	1.6	0.81	(n.s)	0.9	0.6	(n.s)
B73V	-0.4	2.0	1270	0.9	0.68	(n.s)	0.9	0.68	(n.s)	-0.3	2.4	9	1.3	0.84	(n.s)	1.3	0.8	(n.s)
B7473	3.3	2.2	1056	4.0	0.40	(n.s)	1.1	0.00	**									
B7474	-0.5	1.7	1386	1.3	0.72	(n.s)	1.3	0.72	(n.s)									
B757	1.0	1.7	1253	1.3	0.45	(n.s)	1.1	0.36	(n.s)	-2.9	0.2	3	1.4	0.17	(n.s)	1.2	0.1	(n.s)
B767	0.1	2.0	1469	1.8	0.97	(n.s)	1.0	0.94	(n.s)	1.2	0.2	3	2.0	0.61	(n.s)	1.4	0.4	(n.s)
BA11	6.5	3.8	310	5.2	0.21	(n.s)	2.1	0.00	**	4.1	1.8	3	5.3	0.52	(n.s)	2.5	0.2	(n.s)
BE30	-3.0	2.8	72	3.5	0.40	(n.s)	2.7	0.28	(n.s)	-1.5	3.2	11	3.6	0.70	(n.s)	2.9	0.6	(n.s)
C550	-4.0	3.0	391	2.2	0.07	(n.s)	1.2	0.00	***	-5.4	1.6	14	2.3	0.03	*	1.2	0.0	***
C650	1.2	1.8	426	3.3	0.72	(n.s)	3.0	0.69	(n.s)									
CL65	-0.3	2.3	1022	1.2	0.77	(n.s)	1.0	0.74	(n.s)	-0.8	1.3	45	1.1	0.46	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
D328	1.9	2.4	730	1.8	0.28	(n.s)	1.4	0.18	(n.s)	-2.6	3.0	10	2.0	0.23	(n.s)	1.7	0.1	(n.s)
DA20	3.7	2.5	583	2.0	0.06	(n.s)	1.7	0.03	*	3.4	3.9	7	2.5	0.22	(n.s)	2.3	0.1	(n.s)
DA90	-0.5	2.6	648	2.3	0.85	(n.s)	2.3	0.85	(n.s)	-2.5	1.1	12	2.3	0.30	(n.s)	2.3	0.3	(n.s)
DC10	-0.2	3.4	560	5.3	0.97	(n.s)	1.3	0.88	(n.s)									
DC93	4.4	2.5	648	1.4	0.00	**	1.2	0.00	***	5.6	1.2	6	1.7	0.02	*	1.5	0.0	*
DH8	-4.1	4.0	593	4.1	0.31	(n.s)	1.5	0.01	**	-5.6	1.7	7	4.1	0.23	(n.s)	1.7	0.0	*
FK10	1.0	1.9	671	1.4	0.47	(n.s)	1.2	0.38	(n.s)									
FK50	3.1	1.9	1061	1.0	0.00	**	1.0	0.00	**	2.7	0.6	6	1.1	0.06	(n.s)	1.0	0.0	(n.s)
FK70	-1.6	2.5	1008	1.3	0.22	(n.s)	1.0	0.09	(n.s)	-3.5	1.2	21	1.3	0.01	*	0.9	0.0	**
HS25	1.3	2.3	654	3.2	0.69	(n.s)	1.4	0.36	(n.s)	0.4	2.1	13	3.2	0.90	(n.s)	1.5	0.7	(n.s)
LR35	-0.5	2.3	410	1.8	0.77	(n.s)	1.2	0.66	(n.s)	0.9	1.0	8	1.8	0.65	(n.s)	1.2	0.5	(n.s)
MD11	-0.3	1.8	1411	1.3	0.83	(n.s)	1.0	0.76	(n.s)									
MD80	-0.3	2.4	1242	2.9	0.93	(n.s)	0.8	0.76	(n.s)	-0.2	1.3	3	3.1	0.96	(n.s)	1.4	0.9	(n.s)
MD83	1.5	2.2	1213	1.5	0.30	(n.s)	1.2	0.19	(n.s)									
MD87	-1.4	2.3	1169	1.8	0.41	(n.s)	1.0	0.13	(n.s)	-1.1	1.5	6	2.0	0.60	(n.s)	1.4	0.4	(n.s)
RJ100	0.5	2.1	1094	0.8	0.57	(n.s)	0.8	0.55	(n.s)	-1.2	0.9	13	0.8	0.18	(n.s)	0.8	0.1	(n.s)
SB20	-0.6	2.4	800	0.8	0.42	(n.s)	0.8	0.42	(n.s)	-1.1	0.9	14	0.8	0.17	(n.s)	0.8	0.1	(n.s)
SF34	2.5	2.5	705	1.9	0.21	(n.s)	0.9	0.01	**									
TU34	2.9	1.9	100	1.6	0.07	(n.s)	1.3	0.03	*									
TU54	4.6	3.5	12	5.0	0.38	(n.s)	2.7	0.12	(n.s)									
TU54	1.0	2.2	355	3.0	0.75	(n.s)	2.2	0.67	(n.s)									
Total	0.6	2.8	35039	2.1	0.79	(n.s)	1.2	0.64	(n.s)	-0.9	2.4	359	1.9	0.63	(n.s)	1.1	0.4	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$$

B) Start (Forts. Anhang A21.3)

Typ-RC	Monitoringmessungen Genf&Zürich 2000 bis 2003									Begleitete Messsungen Genf&Zürich 2000 und 2001								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet			*Mean*	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet		
				u	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*				*u*	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*
A3103	0.9	2.3	4595	1.5	0.56	(n.s)	1.1	0.41	(n.s)	0.1	1.9	32	1.6	0.94	(n.s)	1.1	0.9	(n.s)
A319	-0.5	2.0	9835	1.3	0.69	(n.s)	0.8	0.54	(n.s)	-0.5	1.2	175	1.2	0.67	(n.s)	0.7	0.4	(n.s)
A320	0.5	1.9	10929	1.3	0.73	(n.s)	0.9	0.60	(n.s)	0.4	1.3	362	1.2	0.77	(n.s)	0.7	0.6	(n.s)
A321	1.1	2.0	10382	1.1	0.32	(n.s)	0.9	0.20	(n.s)	1.3	1.7	218	1.0	0.19	(n.s)	0.7	0.0	(n.s)
A3302	-0.4	1.8	8939	2.8	0.90	(n.s)	2.8	0.89	(n.s)	-0.1	1.1	202	2.8	0.97	(n.s)	2.7	0.9	(n.s)
A340	-1.4	2.6	1747	3.5	0.70	(n.s)	1.1	0.23	(n.s)	-1.4	1.6	7	3.6	0.72	(n.s)	1.4	0.3	(n.s)
AS33	1.0	1.6	6	1.4	0.50	(n.s)	1.2	0.44	(n.s)									
AT42	-2.1	3.1	2492	3.3	0.53	(n.s)	1.1	0.06	(n.s)	-1.5	2.3	31	3.3	0.65	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
B707F	0.8	1.2	12	2.1	0.70	(n.s)	1.5	0.59	(n.s)									
B7272	2.8	3.9	584	3.2	0.37	(n.s)	2.2	0.20	(n.s)									
B727	3.0	3.9	196	3.3	0.37	(n.s)	2.9	0.31	(n.s)									
B737	2.6	4.2	405	3.0	0.38	(n.s)	1.5	0.07	(n.s)									
B73F	0.2	2.1	8151	1.2	0.84	(n.s)	1.0	0.82	(n.s)	0.1	1.6	86	1.2	0.91	(n.s)	1.0	0.8	(n.s)
B73S	1.1	2.1	9484	1.6	0.49	(n.s)	1.1	0.33	(n.s)	0.9	2.3	156	1.5	0.56	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
B73V	0.1	2.1	7717	1.2	0.96	(n.s)	0.9	0.95	(n.s)	0.2	1.5	62	1.2	0.84	(n.s)	0.8	0.7	(n.s)
B7473	0.6	2.7	3321	4.0	0.87	(n.s)	1.0	0.52	(n.s)	-1.2	0.6	5	4.1	0.78	(n.s)	1.3	0.4	(n.s)
B7474	1.0	3.0	3164	1.9	0.60	(n.s)	1.0	0.32	(n.s)	0.9	1.9	15	2.1	0.67	(n.s)	1.4	0.5	(n.s)
B7572	0.8	2.0	6452	1.8	0.65	(n.s)	1.0	0.40	(n.s)	0.8	2.3	45	1.7	0.65	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
B7672	2.7	2.1	3114	1.3	0.04	*	1.1	0.02	*	1.6	1.5	20	1.3	0.25	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
B7673	2.4	2.3	6363	1.2	0.05	*	1.1	0.03	*	2.0	1.7	45	1.1	0.06	(n.s)	0.9	0.0	*
BA11	8.1	6.4	342	6.6	0.22	(n.s)	3.3	0.01	*									
BE20	0.3	3.1	236	2.6	0.89	(n.s)	1.6	0.83	(n.s)	-1.8	3.1	16	2.7	0.50	(n.s)	1.7	0.2	(n.s)
C550	0.9	3.7	3594	3.3	0.80	(n.s)	2.1	0.69	(n.s)	-1.6	3.7	27	3.3	0.64	(n.s)	2.2	0.4	(n.s)
C650	2.0	2.9	1499	1.9	0.30	(n.s)	1.8	0.25	(n.s)									
CL65	-1.1	3.0	4108	1.7	0.51	(n.s)	1.0	0.28	(n.s)	-0.9	2.2	103	1.6	0.56	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
D328	-2.3	3.4	1135	3.6	0.53	(n.s)	1.3	0.09	(n.s)	-1.0	2.8	20	3.6	0.78	(n.s)	1.4	0.4	(n.s)
DA20	-3.5	3.4	2185	3.3	0.29	(n.s)	1.6	0.03	*	-3.6	3.5	6	3.6	0.36	(n.s)	2.1	0.1	(n.s)
DA90	0.4	3.2	3853	2.8	0.88	(n.s)	2.1	0.84	(n.s)	0.6		1	2.9			2.2		
DC10	0.9	2.8	1093	2.2	0.70	(n.s)	1.1	0.43	(n.s)									
DC3	0.4	2.5	273	2.4	0.86	(n.s)	1.5	0.77	(n.s)									
DC93	4.0	3.9	1104	6.0	0.51	(n.s)	1.3	0.00	**	0.9		1	6.1			1.5		
DH8	-3.7	4.8	860	5.0	0.45	(n.s)	1.9	0.05	*	-0.4	1.2	12	4.9	0.94	(n.s)	1.8	0.8	(n.s)
FK10	1.0	2.2	3533	1.2	0.42	(n.s)	1.0	0.33	(n.s)	0.0	1.4	14	1.2	0.99	(n.s)	1.0	0.9	(n.s)
FK50	-0.1	2.5	1681	3.6	0.97	(n.s)	1.0	0.89	(n.s)	0.2	1.5	20	3.6	0.95	(n.s)	0.9	0.8	(n.s)
FK70	0.9	2.5	5122	1.5	0.56	(n.s)	1.1	0.43	(n.s)	0.2	1.6	43	1.4	0.91	(n.s)	1.0	0.8	(n.s)
HS25	2.2	3.7	4285	3.6	0.54	(n.s)	1.4	0.12	(n.s)	1.7	1.8	16	3.6	0.64	(n.s)	1.4	0.2	(n.s)
LR30	7.0	3.4	2626	1.9	0.00	***	1.2	0.00	***	7.5	1.4	9	2.0	0.01	**	1.3	0.0	***
LR50	0.6	3.2	1661	2.4	0.79	(n.s)	2.0	0.75	(n.s)	2.4	4.7	6	3.1	0.48	(n.s)	2.8	0.4	(n.s)
MD11	0.2	2.1	7221	1.4	0.87	(n.s)	0.9	0.79	(n.s)	-0.8	1.7	178	1.2	0.51	(n.s)	0.7	0.2	(n.s)
MD80	-1.1	2.3	6087	1.0	0.27	(n.s)	0.9	0.21	(n.s)	-1.2	1.5	35	0.9	0.22	(n.s)	0.8	0.1	(n.s)
MD83	0.5	2.3	9982	1.6	0.74	(n.s)	1.0	0.60	(n.s)	-0.2	1.2	53	1.5	0.90	(n.s)	0.8	0.8	(n.s)
MD87	-0.4	2.2	6076	2.7	0.89	(n.s)	1.1	0.74	(n.s)	-1.0	1.4	45	2.7	0.72	(n.s)	1.0	0.3	(n.s)
RJ100	-0.7	2.3	8995	1.7	0.68	(n.s)	0.8	0.41	(n.s)	-1.1	1.6	215	1.6	0.49	(n.s)	0.7	0.1	(n.s)
SB20	-1.9	2.8	3164	1.9	0.31	(n.s)	0.8	0.02	*	-2.4	2.3	173	1.8	0.18	(n.s)	0.7	0.0	***
SF34	-1.9	2.8	1597	3.3	0.57	(n.s)	1.0	0.07	(n.s)	-3.0	1.2	4	3.3	0.43	(n.s)	1.1	0.0	(n.s)
TU34	4.3	4.4	200	3.9	0.27	(n.s)	2.7	0.11	(n.s)	3.7	2.7	4	4.1	0.43	(n.s)	3.0	0.3	(n.s)
TU54	6.1	2.7	27	2.1	0.01	**	2.1	0.01	**									
TU54	1.5	2.8	2502	1.6	0.35	(n.s)	1.6	0.35	(n.s)	1.6	2.5	14	1.7	0.37	(n.s)	1.7	0.3	(n.s)
YK42	0.9	2.7	1308	4.2	0.82	(n.s)	1.9	0.63	(n.s)	-3.2	0.6	4	4.2	0.50	(n.s)	2.0	0.2	(n.s)
Total	0.4	2.9	184237	2.1	0.84	(n.s)	1.3	0.74	(n.s)	-0.2	2.1	2480	1.8	0.93	(n.s)	1.1	0.8	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen t-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$$

A21.4 Signifikante Abweichungen unter Verwendung sämtlicher Messungen

A) Landung

Typ-RC	Ungewichtet								Gewichtet							
	Monitoringmessungen				Begleitete Messungen				Monitoringmessungen				Begleitete Messungen			
	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
A109K	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
A310	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)
A319	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
A320	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)
A321	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)
AS332	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
AT42	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B727	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	*	(n.s)				
B737	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B73F	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B73S	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B73V	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B7473	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	***	**				
B7474	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
B757	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)
B767	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)
BA11	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	**	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
BE30	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
C550	***	***	(n.s)	(n.s)	***	***	*	*	***	***	***	***	***	***	***	***
C650	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
CL65	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
D328	***	*	(n.s)	(n.s)	*	*	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)	*	*	(n.s)	(n.s)
DA20	***	***	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	*	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
DA90	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	**	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	**	(n.s)	(n.s)
DC10	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
DC930	***	***	***	**	***	***	*	*	***	***	***	***	***	***	*	*
DH8	***	***	(n.s)	(n.s)	***	***	(n.s)	(n.s)	***	***	**	**	***	***	*	*
FK10	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
FK50	***	***	***	**	***	**	*	(n.s)	***	***	***	**	***	**	*	(n.s)
FK70	***	*	(n.s)	(n.s)	***	***	**	*	***	*	**	(n.s)	***	***	***	**
HS257	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
LR35	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
MD11	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
MD80	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
MD83	***	*	(n.s)	(n.s)					***	*	(n.s)	(n.s)				
MD87	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
RJ100	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
SB20	***	(n.s)	*	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
SF34	***	**	(n.s)	(n.s)					***	**	***	**				
TU34A	***	***	*	(n.s)					***	***	*	*				
TU54B	***	**	(n.s)	(n.s)					***	**	(n.s)	(n.s)				
TU54M	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				

Ungewichtet: $u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$

Gewichtet: $\bar{u} = \sqrt{SE_j^2 + \bar{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$

	A	B	C	D
SE	x	x	x	x
$u_{calc} \approx u_{ac}$			x	x
u_{meas}		x		x

B) Start (Forts. Anhang A21.4)

Typ-RC	Ungewichtet								Gewichtet							
	Monitoringmessungen				Begleitete Messungen				Monitoringmessungen				Begleitete Messungen			
	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D	A	B	C	D
A3103	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
A319	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
A320	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
A321	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)	***	*	**	(n.s)
A3302	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
A340	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
AS332	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)					(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
AT42	***	**	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)	***	**	*	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)
B707F	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)					*	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
B7272	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	(n.s)	(n.s)				
B727A	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	(n.s)	(n.s)				
B737A	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	*	(n.s)				
B73F	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B73S	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B73V	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B7473	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B7474	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B7572	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
B7672	***	***	*	*	***	*	(n.s)	(n.s)	***	***	**	*	***	*	(n.s)	(n.s)
B7673	***	**	*	*	***	**	*	(n.s)	***	**	**	*	***	**	*	*
BA11	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	*	*				
BE20	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
C550	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
C650	***	**	(n.s)	(n.s)					***	**	(n.s)	(n.s)				
CL65	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
D328	***	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	**	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
DA20	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	*	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
DA90	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
DC10	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)					***	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
DC3	**	(n.s)	(n.s)	(n.s)					**	(n.s)	(n.s)	(n.s)				
DC930	***	***	(n.s)	(n.s)					***	***	***	**				
DH8	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	*	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
FK10	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
FK50	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
FK70	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
HS257	***	**	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)	***	**	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)
LR30	***	***	***	***	***	***	**	**	***	***	***	***	***	***	***	***
LR50	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
MD11	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)
MD80	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	*	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
MD83	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
MD87	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)
RJ100	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	**	(n.s)
SB20	***	*	(n.s)	(n.s)	***	***	(n.s)	(n.s)	***	*	***	*	***	***	***	***
SF34	***	*	(n.s)	(n.s)	*	*	(n.s)	(n.s)	***	*	**	(n.s)	*	*	(n.s)	(n.s)
TU34A	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)	(n.s)
TU54B	***	***	**	**					***	***	**	**				
TU54M	***	*	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)	***	*	(n.s)	(n.s)	*	(n.s)	(n.s)	(n.s)
YK42	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)	***	(n.s)	(n.s)	(n.s)	**	*	(n.s)	(n.s)

Ungewichtet: $u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$

Gewichtet: $\breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$

	A	B	C	D
SE	x	x	x	x
$u_{calc} \approx u_{ac}$			x	x
u_{meas}		x		x

A21.5 Ereignispegeldifferenzen in Zürich und Genf unter Verwendung von automatischen Messungen

A) Landung

Typ-RC	Monitoringmessungen Zürich 2000 bis 2003									Monitoringmessungen Genf 2000 und 2003								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet			*Mean*	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet		
				u	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*				*u*	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*
A109										-1.2	2.9	4	1.8	0.56	(n.s)	1.8	0.5	(n.s)
A310	0.1	1.7	516	1.0	0.94	(n.s)	1.0	0.94	(n.s)	0.0	2.0	541	1.0	0.97	(n.s)	1.0	0.9	(n.s)
A319	-0.3	2.1	870	1.9	0.88	(n.s)	0.9	0.76	(n.s)	1.2	2.4	516	1.9	0.50	(n.s)	0.9	0.1	(n.s)
A320	-0.5	2.0	913	2.1	0.81	(n.s)	0.8	0.54	(n.s)	0.8	2.4	485	2.1	0.70	(n.s)	0.9	0.3	(n.s)
A321	0.1	1.7	963	1.5	0.94	(n.s)	1.0	0.91	(n.s)	1.0	2.3	533	1.5	0.50	(n.s)	1.0	0.2	(n.s)
AS33										-0.5	2.4	16	1.4	0.72	(n.s)	1.1	0.6	(n.s)
AT42	0.8	2.9	718	2.9	0.77	(n.s)	1.3	0.53	(n.s)	1.7	3.0	352	2.9	0.56	(n.s)	1.3	0.2	(n.s)
B727	2.5	2.1	127	2.1	0.22	(n.s)	2.0	0.20	(n.s)	4.0	2.4	362	2.0	0.05	*	2.0	0.0	*
B737	1.5	2.0	289	1.5	0.33	(n.s)	1.3	0.27	(n.s)	0.1	2.4	338	1.5	0.97	(n.s)	1.3	0.9	(n.s)
B73F	0.3	1.6	784	1.1	0.76	(n.s)	1.0	0.73	(n.s)	1.1	1.9	516	1.1	0.34	(n.s)	1.0	0.2	(n.s)
B73S	0.0	1.7	819	1.7	0.98	(n.s)	1.0	0.96	(n.s)	0.4	2.3	508	1.7	0.80	(n.s)	1.0	0.6	(n.s)
B73V	-0.5	1.7	777	0.9	0.56	(n.s)	0.9	0.56	(n.s)	-0.1	2.4	493	0.9	0.91	(n.s)	0.9	0.9	(n.s)
B7473	3.3	2.1	976	4.0	0.41	(n.s)	1.1	0.00	**	3.8	3.2	80	4.0	0.34	(n.s)	1.2	0.0	**
B7474	-0.7	1.6	1063	1.3	0.62	(n.s)	1.3	0.62	(n.s)	0.1	1.9	323	1.3	0.92	(n.s)	1.3	0.9	(n.s)
B757	1.2	1.5	770	1.3	0.38	(n.s)	1.1	0.29	(n.s)	0.7	1.9	483	1.3	0.59	(n.s)	1.1	0.5	(n.s)
B767	0.1	1.9	909	1.8	0.97	(n.s)	1.0	0.95	(n.s)	0.1	2.1	560	1.8	0.96	(n.s)	1.0	0.9	(n.s)
BA11	6.2	3.9	154	5.2	0.23	(n.s)	2.2	0.00	**	6.8	3.6	156	5.2	0.19	(n.s)	2.2	0.0	**
BE30										-3.0	2.8	72	3.5	0.40	(n.s)	2.7	0.2	(n.s)
C550	-3.4	2.4	240	2.2	0.12	(n.s)	1.2	0.00	**	-4.9	3.6	151	2.2	0.03	*	1.2	0.0	***
C650	1.0	1.6	343	3.3	0.77	(n.s)	3.0	0.74	(n.s)	2.1	2.2	83	3.3	0.53	(n.s)	3.0	0.5	(n.s)
CL65	-0.4	2.1	671	1.2	0.71	(n.s)	1.0	0.67	(n.s)	-0.2	2.7	351	1.2	0.89	(n.s)	1.0	0.8	(n.s)
D328	2.1	2.3	495	1.8	0.23	(n.s)	1.4	0.14	(n.s)	1.5	2.6	235	1.8	0.41	(n.s)	1.4	0.3	(n.s)
DA20	3.5	2.3	366	2.0	0.08	(n.s)	1.7	0.04	*	4.1	2.8	217	2.0	0.04	*	1.7	0.0	*
DA90	-0.5	1.9	405	2.3	0.83	(n.s)	2.3	0.83	(n.s)	-0.4	3.4	243	2.3	0.87	(n.s)	2.3	0.8	(n.s)
DC10	-0.2	3.0	401	5.3	0.96	(n.s)	1.3	0.84	(n.s)	0.0	4.3	159	5.3	1.00	(n.s)	1.3	0.9	(n.s)
DC93	4.6	2.4	388	1.4	0.00	**	1.3	0.00	***	4.1	2.6	260	1.4	0.00	**	1.3	0.0	**
DH8	-4.7	4.2	393	4.1	0.25	(n.s)	1.5	0.00	**	-3.0	3.3	200	4.1	0.47	(n.s)	1.5	0.0	(n.s)
FK10	1.2	1.6	495	1.4	0.39	(n.s)	1.2	0.30	(n.s)	0.5	2.3	176	1.4	0.74	(n.s)	1.2	0.6	(n.s)
FK50	3.3	1.6	678	1.0	0.00	**	1.0	0.00	***	2.8	2.4	383	1.0	0.01	**	1.0	0.0	**
FK70	-1.8	2.3	626	1.3	0.19	(n.s)	1.0	0.07	(n.s)	-1.5	2.7	382	1.3	0.28	(n.s)	1.0	0.1	(n.s)
HS25	1.2	2.0	420	3.2	0.71	(n.s)	1.4	0.41	(n.s)	1.5	2.8	234	3.2	0.64	(n.s)	1.4	0.3	(n.s)
LR35	-0.8	2.0	250	1.8	0.63	(n.s)	1.2	0.47	(n.s)	0.0	2.6	160	1.8	0.99	(n.s)	1.2	0.9	(n.s)
MD11	-0.3	1.8	1350	1.3	0.80	(n.s)	1.0	0.73	(n.s)	0.6	1.7	61	1.4	0.66	(n.s)	1.0	0.5	(n.s)
MD80	-0.7	2.2	762	2.9	0.82	(n.s)	0.8	0.43	(n.s)	0.4	2.6	480	2.9	0.90	(n.s)	0.9	0.6	(n.s)
MD83	1.2	2.0	791	1.5	0.44	(n.s)	1.2	0.32	(n.s)	2.2	2.4	422	1.5	0.14	(n.s)	1.2	0.0	(n.s)
MD87	-1.8	1.8	729	1.8	0.32	(n.s)	1.0	0.07	(n.s)	-0.9	2.9	440	1.8	0.60	(n.s)	1.0	0.3	(n.s)
RJ100	0.2	2.0	723	0.8	0.85	(n.s)	0.8	0.84	(n.s)	1.1	2.2	371	0.9	0.20	(n.s)	0.8	0.1	(n.s)
SB20	-1.0	2.1	569	0.8	0.22	(n.s)	0.8	0.22	(n.s)	0.2	2.7	231	0.8	0.81	(n.s)	0.8	0.8	(n.s)
SF34	2.6	2.5	499	2.0	0.19	(n.s)	0.9	0.00	**	2.2	2.4	206	2.0	0.27	(n.s)	0.9	0.0	*
TU34	2.9	1.9	94	1.6	0.07	(n.s)	1.3	0.03	*	2.9	1.5	6	1.8	0.16	(n.s)	1.5	0.1	(n.s)
TU54	5.0	3.2	9	5.0	0.35	(n.s)	2.8	0.11	(n.s)	3.4	4.8	3	5.6	0.61	(n.s)	3.8	0.4	(n.s)
TU54	0.8	2.3	309	3.0	0.78	(n.s)	2.2	0.70	(n.s)	1.8	1.9	46	3.0	0.56	(n.s)	2.3	0.4	(n.s)
Total	0.4	2.7	23047	2.1	0.84	(n.s)	1.2	0.73	(n.s)	0.9	3.0	11992	2.0	0.67	(n.s)	1.2	0.4	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \qquad \text{mit: } u_{meas}^2 = (0.74\ \text{dB})^2$$

B) Start (Forts. Anhang A21.5)

Typ-RC	Monitoringmessungen Zürich 2000 bis 2003									Monitoringmessungen Genf 2000 und 2003								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtete u_{ac}			Gewichtete u_{ac}			*Mean*	*SD*	*N*	Ungewichtete u_{ac}			Gewichtete u_{ac}		
				u	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*				*u*	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*
A3103	0.6	2.3	3416	1.5	0.69	(n.s)	1.1	0.57	(n.s)	1.7	2.2	1179	1.6	0.27	(n.s)	1.2	0.1	(n.s)
A319	-0.7	1.9	7725	1.3	0.59	(n.s)	0.8	0.39	(n.s)	0.2	1.9	2110	1.3	0.88	(n.s)	0.8	0.8	(n.s)
A320	0.3	1.9	8729	1.3	0.84	(n.s)	0.9	0.76	(n.s)	1.2	1.7	2200	1.3	0.36	(n.s)	0.9	0.1	(n.s)
A321	1.0	2.0	8789	1.1	0.39	(n.s)	0.9	0.26	(n.s)	1.9	1.7	1593	1.1	0.10	(n.s)	0.9	0.0	*
A3302	-0.4	1.8	8082	2.8	0.90	(n.s)	2.7	0.90	(n.s)	-0.5	1.6	857	2.8	0.87	(n.s)	2.8	0.8	(n.s)
A340	-1.3	2.6	1606	3.5	0.71	(n.s)	1.1	0.25	(n.s)	-2.1	2.5	141	3.6	0.56	(n.s)	1.2	0.0	(n.s)
AS33										1.0	1.6	6	1.4	0.50	(n.s)	1.2	0.4	(n.s)
AT42	-2.9	3.0	1510	3.3	0.38	(n.s)	1.1	0.01	**	-0.8	3.0	982	3.3	0.81	(n.s)	1.1	0.4	(n.s)
B707F	0.9	0.9	8	2.1	0.68	(n.s)	1.5	0.57	(n.s)	0.7	1.8	4	2.3	0.79	(n.s)	1.8	0.7	(n.s)
B7272	1.8	3.8	343	3.2	0.58	(n.s)	2.2	0.43	(n.s)	4.4	3.6	241	3.2	0.17	(n.s)	2.2	0.0	(n.s)
B727	3.2	4.0	91	3.3	0.34	(n.s)	2.9	0.28	(n.s)	2.8	3.9	105	3.3	0.40	(n.s)	2.9	0.3	(n.s)
B737	4.9	4.0	159	3.0	0.10	(n.s)	1.5	0.00	**	1.1	3.7	246	3.0	0.71	(n.s)	1.4	0.4	(n.s)
B73F	0.1	2.1	5922	1.2	0.96	(n.s)	1.0	0.95	(n.s)	0.7	1.9	2229	1.2	0.55	(n.s)	1.0	0.4	(n.s)
B73S	0.9	2.1	7236	1.6	0.57	(n.s)	1.1	0.41	(n.s)	1.7	1.9	2248	1.6	0.30	(n.s)	1.2	0.1	(n.s)
B73V	-0.3	2.0	5840	1.2	0.84	(n.s)	0.9	0.78	(n.s)	1.0	1.9	1877	1.2	0.41	(n.s)	0.9	0.2	(n.s)
B7473	0.6	2.7	3235	4.0	0.87	(n.s)	1.0	0.51	(n.s)	0.2	3.0	86	4.1	0.96	(n.s)	1.4	0.8	(n.s)
B7474	1.0	3.1	2966	1.9	0.61	(n.s)	1.0	0.33	(n.s)	1.3	1.4	198	1.9	0.51	(n.s)	1.0	0.2	(n.s)
B7572	0.7	2.0	5303	1.8	0.70	(n.s)	1.0	0.48	(n.s)	1.4	1.8	1149	1.8	0.44	(n.s)	1.0	0.1	(n.s)
B7672	2.6	2.1	2578	1.3	0.04	*	1.1	0.02	*	3.2	1.8	536	1.4	0.02	*	1.2	0.0	**
B7673	2.3	2.3	5758	1.2	0.06	(n.s)	1.1	0.04	*	3.5	2.0	605	1.3	0.01	**	1.2	0.0	**
BA11	8.0	6.3	334	6.6	0.23	(n.s)	3.3	0.02	*	14.1	8.5	8	7.2	0.09	(n.s)	4.5	0.0	*
BE20										0.3	3.1	236	2.6	0.89	(n.s)	1.6	0.8	(n.s)
C550	0.5	3.6	2273	3.3	0.87	(n.s)	2.1	0.80	(n.s)	1.4	3.7	1321	3.3	0.68	(n.s)	2.1	0.5	(n.s)
C650	2.1	2.9	1162	1.9	0.29	(n.s)	1.8	0.24	(n.s)	1.8	3.0	337	2.0	0.35	(n.s)	1.8	0.3	(n.s)
CL65	-1.7	3.1	2885	1.7	0.31	(n.s)	1.0	0.09	(n.s)	0.3	2.4	1223	1.7	0.85	(n.s)	1.0	0.7	(n.s)
D328	-2.4	3.8	721	3.6	0.50	(n.s)	1.3	0.07	(n.s)	-2.0	2.8	414	3.6	0.57	(n.s)	1.3	0.1	(n.s)
DA20	-3.4	3.4	803	3.3	0.30	(n.s)	1.6	0.03	*	-3.6	3.4	1382	3.3	0.28	(n.s)	1.6	0.0	*
DA90	0.4	3.1	2324	2.8	0.89	(n.s)	2.1	0.85	(n.s)	0.5	3.3	1529	2.8	0.87	(n.s)	2.1	0.8	(n.s)
DC10	0.6	2.7	991	2.2	0.77	(n.s)	1.1	0.56	(n.s)	3.1	2.5	102	2.2	0.17	(n.s)	1.1	0.0	**
DC3	0.4	2.5	265	2.4	0.87	(n.s)	1.5	0.80	(n.s)	2.0	1.3	8	2.5	0.46	(n.s)	1.6	0.2	(n.s)
DC93	4.6	4.1	707	6.0	0.45	(n.s)	1.3	0.00	***	3.0	3.5	397	6.0	0.62	(n.s)	1.3	0.0	*
DH8	-5.0	5.1	534	5.0	0.32	(n.s)	1.9	0.01	**	-1.7	3.4	326	5.0	0.73	(n.s)	1.9	0.3	(n.s)
FK10	1.0	2.2	3319	1.2	0.44	(n.s)	1.0	0.35	(n.s)	1.6	1.9	214	1.3	0.20	(n.s)	1.0	0.1	(n.s)
FK50	-1.0	2.6	880	3.6	0.77	(n.s)	1.0	0.28	(n.s)	0.9	2.0	801	3.6	0.81	(n.s)	1.0	0.3	(n.s)
FK70	0.6	2.4	3608	1.5	0.68	(n.s)	1.1	0.57	(n.s)	1.5	2.5	1514	1.5	0.33	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
HS25	1.4	3.3	2908	3.6	0.69	(n.s)	1.4	0.31	(n.s)	3.8	3.8	1377	3.6	0.28	(n.s)	1.4	0.0	**
LR30	6.4	3.4	1544	1.9	0.00	**	1.2	0.00	***	7.7	3.4	1082	1.9	0.00	***	1.2	0.0	***
LR50	0.5	3.1	1300	2.4	0.85	(n.s)	2.0	0.82	(n.s)	1.3	3.4	361	2.4	0.59	(n.s)	2.0	0.5	(n.s)
MD11	0.2	2.1	6967	1.4	0.88	(n.s)	0.9	0.81	(n.s)	0.7	2.1	254	1.4	0.61	(n.s)	0.9	0.4	(n.s)
MD80	-1.1	2.3	4933	1.0	0.27	(n.s)	0.9	0.21	(n.s)	-1.0	2.2	1154	1.0	0.29	(n.s)	0.9	0.2	(n.s)
MD83	0.5	2.3	8914	1.6	0.74	(n.s)	1.0	0.59	(n.s)	0.5	2.2	1068	1.6	0.77	(n.s)	1.1	0.6	(n.s)
MD87	-0.5	2.2	4453	2.7	0.85	(n.s)	1.1	0.64	(n.s)	0.0	2.3	1623	2.7	0.99	(n.s)	1.1	0.9	(n.s)
RJ100	-0.7	2.3	7022	1.7	0.66	(n.s)	0.8	0.38	(n.s)	-0.6	2.2	1973	1.7	0.73	(n.s)	0.8	0.4	(n.s)
SB20	-2.2	3.0	2040	1.9	0.25	(n.s)	0.8	0.01	*	-1.4	2.5	1124	1.9	0.44	(n.s)	0.8	0.0	(n.s)
SF34	-2.0	2.9	1220	3.3	0.54	(n.s)	1.0	0.05	*	-1.5	2.5	377	3.3	0.65	(n.s)	1.0	0.1	(n.s)
TU34	4.0	4.0	171	3.9	0.30	(n.s)	2.7	0.14	(n.s)	6.2	5.8	29	4.0	0.13	(n.s)	2.9	0.0	*
TU54	6.2	2.7	25	2.1	0.01	**	2.1	0.01	**	4.3	0.8	2	2.3	0.31	(n.s)	2.3	0.3	(n.s)
TU54	1.8	2.8	1729	1.6	0.27	(n.s)	1.6	0.27	(n.s)	0.8	2.7	773	1.6	0.60	(n.s)	1.6	0.6	(n.s)
YK42	0.9	2.7	1297	4.2	0.83	(n.s)	1.9	0.64	(n.s)	5.2	1.9	11	4.2	0.25	(n.s)	2.1	0.0	*
Total	0.3	2.8	144625	2.1	0.89	(n.s)	1.3	0.81	(n.s)	0.9	3.1	39612	2.3	0.70	(n.s)	1.3	0.5	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \qquad \text{mit: } u_{meas}^2 = (0.74\ \text{dB})^2$$

A21.6 Ereignispegeldifferenzen in Zürich und Genf unter Verwendung von begleiteten Messungen

A) Landung

Typ-RC	Begleitete Messungen Genf 2001								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet		
				u	*P-W.*	*Sign*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sign*
A109K									
A310	-2.9	0.1	3	1.1	0.12	(n.s)	1.0	0.11	(n.s)
A319	0.7	1.1	13	1.9	0.72	(n.s)	0.9	0.46	(n.s)
A320	-1.1	1.0	37	2.1	0.59	(n.s)	0.7	0.13	(n.s)
A321	-0.8	1.4	23	1.5	0.58	(n.s)	0.9	0.39	(n.s)
AS332									
AT42	-1.4	0.8	3	3.1	0.69	(n.s)	1.7	0.49	(n.s)
B727									
B737	-1.8	0.4	3	1.8	0.41	(n.s)	1.6	0.38	(n.s)
B73F	0.2	1.2	27	1.0	0.82	(n.s)	0.9	0.79	(n.s)
B73S	-0.4	1.0	36	1.6	0.81	(n.s)	0.9	0.65	(n.s)
B73V	-0.3	2.4	9	1.3	0.84	(n.s)	1.3	0.84	(n.s)
B7473									
B7474									
B757	-2.9	0.2	3	1.4	0.17	(n.s)	1.2	0.13	(n.s)
B767	1.2	0.2	3	2.0	0.61	(n.s)	1.4	0.48	(n.s)
BA11	4.1	1.8	3	5.3	0.52	(n.s)	2.5	0.25	(n.s)
BE30	-1.5	3.2	11	3.6	0.70	(n.s)	2.9	0.62	(n.s)
C550	-5.4	1.6	14	2.3	0.03	*	1.2	0.00	***
C650									
CL65	-0.8	1.3	45	1.1	0.46	(n.s)	0.9	0.38	(n.s)
D328	-2.6	3.0	10	2.0	0.23	(n.s)	1.7	0.16	(n.s)
DA20	3.4	3.9	7	2.5	0.22	(n.s)	2.3	0.19	(n.s)
DA90	-2.5	1.1	12	2.3	0.30	(n.s)	2.3	0.30	(n.s)
DC10									
DC930	5.6	1.2	6	1.7	0.02	*	1.5	0.01	*
DH8	-5.6	1.7	7	4.1	0.23	(n.s)	1.7	0.02	*
FK10									
FK50	2.7	0.6	6	1.1	0.06	(n.s)	1.0	0.05	(n.s)
FK70	-3.5	1.2	21	1.3	0.01	*	0.9	0.00	**
HS257	0.4	2.1	13	3.2	0.90	(n.s)	1.5	0.79	(n.s)
LR35	0.9	1.0	8	1.8	0.65	(n.s)	1.2	0.50	(n.s)
MD11									
MD80	-0.2	1.3	3	3.1	0.96	(n.s)	1.4	0.91	(n.s)
MD83									
MD87	-1.1	1.5	6	2.0	0.60	(n.s)	1.4	0.45	(n.s)
RJ100	-1.2	0.9	13	0.8	0.18	(n.s)	0.8	0.16	(n.s)
SB20	-1.1	0.9	14	0.8	0.17	(n.s)	0.8	0.17	(n.s)
SF34									
TU34A									
TU54B									
TU54M									
Total	-0.9	2.4	359	1.9	0.63	(n.s)	1.1	0.42	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2}$$

mit: $u_{meas}^2 = (0.54\ \text{dB})^2$

B) Start (Forts. Anhang A21.6)

Typ-RC	Begleitete Messungen Zürich 2000 und 2001									Begleitete Messungen Genf 2001								
	Mean	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet			*Mean*	*SD*	*N*	Ungewichtet			Gewichtet		
				u	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*				*u*	*P-W.*	*Sig*	$\breve{u}$	*P-W.*	*Sig*
A3103	-0.5	1.8	23	1.6	0.75	(n.s)	1.1	0.66	(n.s)	1.7	1.1	9	1.6	0.30	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
A319	-0.6	1.2	158	1.2	0.60	(n.s)	0.7	0.35	(n.s)	0.7	1.1	17	1.3	0.61	(n.s)	0.7	0.3	(n.s)
A320	0.3	1.3	304	1.2	0.82	(n.s)	0.7	0.71	(n.s)	0.8	1.1	58	1.2	0.51	(n.s)	0.7	0.2	(n.s)
A321	1.3	1.7	203	1.0	0.19	(n.s)	0.7	0.06	(n.s)	1.3	1.2	15	1.1	0.26	(n.s)	0.8	0.1	(n.s)
A3302	-0.1	1.1	196	2.8	0.96	(n.s)	2.7	0.96	(n.s)	0.6	0.7	6	2.8	0.83	(n.s)	2.8	0.8	(n.s)
A340	-1.4	1.6	7	3.6	0.72	(n.s)	1.4	0.37	(n.s)									
AS33																		
AT42	-1.3	2.5	25	3.3	0.69	(n.s)	1.1	0.24	(n.s)	-2.3	1.4	6	3.3	0.51	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
B707F																		
B7272																		
B727																		
B737																		
B73F	0.1	1.7	58	1.2	0.94	(n.s)	1.1	0.94	(n.s)	0.2	1.3	28	1.1	0.82	(n.s)	0.9	0.7	(n.s)
B73S	0.6	2.4	106	1.5	0.66	(n.s)	0.9	0.47	(n.s)	1.4	1.9	50	1.6	0.39	(n.s)	1.1	0.2	(n.s)
B73V	-0.1	1.4	44	1.2	0.95	(n.s)	0.8	0.93	(n.s)	1.0	1.4	18	1.2	0.43	(n.s)	0.8	0.2	(n.s)
B7473	-1.2	0.6	5	4.1	0.78	(n.s)	1.3	0.40	(n.s)									
B7474	0.9	1.9	15	2.1	0.67	(n.s)	1.4	0.50	(n.s)									
B7572	0.1	1.5	36	1.7	0.95	(n.s)	0.9	0.91	(n.s)	3.5	3.1	9	2.0	0.12	(n.s)	1.3	0.0	*
B7672	1.6	1.5	20	1.3	0.25	(n.s)	1.1	0.19	(n.s)									
B7673	1.8	1.6	42	1.0	0.08	(n.s)	0.9	0.05	(n.s)	4.7	0.6	3	1.3	0.07	(n.s)	1.3	0.0	(n.s)
BA11																		
BE20	-3.4	2.4	10	2.7	0.23	(n.s)	1.7	0.07	(n.s)	0.8	2.1	6	2.7	0.78	(n.s)	1.7	0.6	(n.s)
C550	0.1	2.2	12	3.3	0.97	(n.s)	2.2	0.95	(n.s)	-3.0	4.1	15	3.4	0.40	(n.s)	2.3	0.2	(n.s)
C650																		
CL65	-1.3	1.9	51	1.6	0.42	(n.s)	0.9	0.17	(n.s)	-0.6	2.4	52	1.6	0.72	(n.s)	0.9	0.5	(n.s)
D328	-5.7	2.5	2	4.0	0.39	(n.s)	2.2	0.24	(n.s)	-0.5	2.3	18	3.6	0.89	(n.s)	1.4	0.7	(n.s)
DA20										-3.6	3.5	6	3.6	0.36	(n.s)	2.1	0.1	(n.s)
DA90										0.6		1	2.9			2.2		
DC10																		
DC3																		
DC93										0.9		1	6.1			1.5		
DH8										-0.4	1.2	12	4.9	0.94	(n.s)	1.8	0.8	(n.s)
FK10	0.0	1.4	14	1.2	0.99	(n.s)	1.0	0.98	(n.s)									
FK50	0.2	1.6	19	3.6	0.95	(n.s)	0.9	0.82	(n.s)	0.6		1	3.6			0.9		
FK70	0.0	1.0	16	1.4	0.99	(n.s)	1.0	0.99	(n.s)	0.3	1.9	27	1.5	0.86	(n.s)	1.0	0.8	(n.s)
HS25	1.7	1.9	10	3.6	0.65	(n.s)	1.5	0.28	(n.s)	1.7	2.0	6	3.7	0.66	(n.s)	1.6	0.3	(n.s)
LR30	6.3	0.8	4	2.0	0.05	(n.s)	1.4	0.02	*	8.5	0.8	5	2.0	0.01	*	1.4	0.0	**
LR50	2.4	4.7	6	3.1	0.48	(n.s)	2.8	0.43	(n.s)									
MD11	-0.8	1.7	178	1.2	0.51	(n.s)	0.7	0.22	(n.s)									
MD80	-1.2	1.5	35	0.9	0.22	(n.s)	0.8	0.16	(n.s)									
MD83	-0.1	1.1	50	1.5	0.97	(n.s)	0.8	0.95	(n.s)	-2.5	0.2	3	1.6	0.26	(n.s)	1.1	0.1	(n.s)
MD87	-0.2	1.2	27	2.7	0.94	(n.s)	1.0	0.85	(n.s)	-2.1	0.8	18	2.7	0.44	(n.s)	1.0	0.0	*
RJ100	-1.0	1.6	194	1.6	0.54	(n.s)	0.7	0.16	(n.s)	-2.3	1.2	21	1.6	0.16	(n.s)	0.7	0.0	**
SB20	-2.5	2.3	159	1.8	0.17	(n.s)	0.7	0.00	***	-2.2	2.1	14	1.9	0.26	(n.s)	0.9	0.0	*
SF34	-3.0	1.2	4	3.3	0.43	(n.s)	1.1	0.07	(n.s)									
TU34	3.7	2.7	4	4.1	0.43	(n.s)	3.0	0.31	(n.s)									
TU54																		
TU54	1.2	3.1	8	1.9	0.55	(n.s)	1.9	0.55	(n.s)	2.0	1.5	6	1.6	0.27	(n.s)	1.6	0.2	(n.s)
YK42	-3.2	0.6	4	4.2	0.50	(n.s)	2.0	0.21	(n.s)									
Total	-0.2	2.0	2049	1.7	0.89	(n.s)	1.1	0.84	(n.s)	0.1	2.5	431	2.1	0.94	(n.s)	1.1	0.8	(n.s)

N: Anzahl Werte.
Mean: Mittelwert der Ereignispegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
SD: Standardabweichung der Pegeldifferenzen (Berechnung minus Messung).
P-W.: Wahscheinlichkeitswert der zweiseitigen *t*-Verteilung (vgl. Anhang A5).
Sign: Verträglichkeit der Daten mit der Nullhypothese (vgl. Anhang A5).
u: Standardunsicherheit (vgl. Anhang A21.1):

$$u = \sqrt{SE_j^2 + u_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \quad \text{resp.} \quad \breve{u} = \sqrt{SE_j^2 + \breve{u}_{ac,j}^2 + u_{meas}^2} \qquad \text{mit: } u_{meas}^2 = (0.54\,\text{dB})^2$$

A22 Bewegungs-, Energie- und Varianzanteile

A22.1 Landung

A) Daten

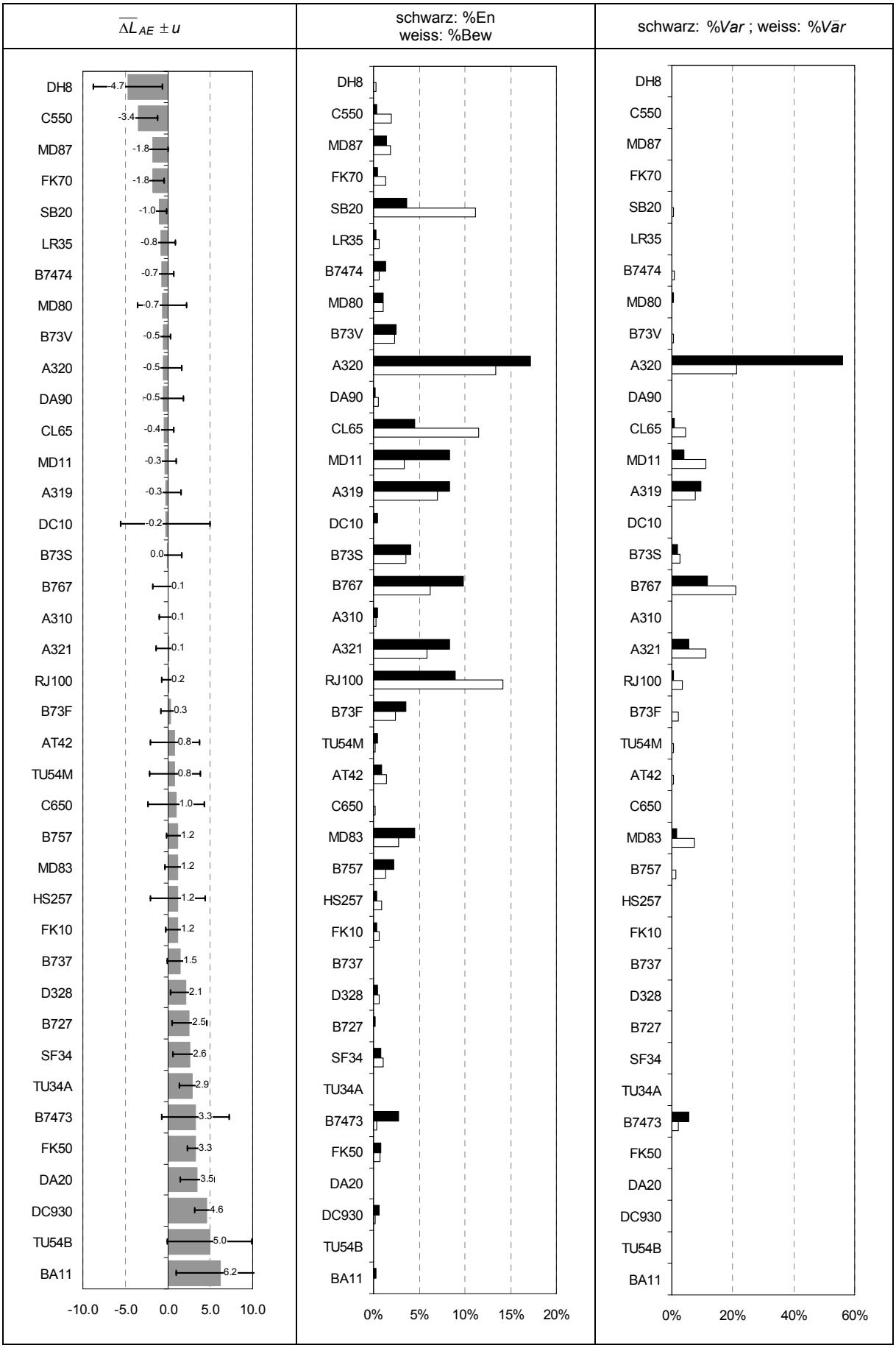
Typ-RC	Zürich 2000 bis 2003				Genf 2000 & 2003			
	%Bew	*%En*	*%Var*	*%Vār*	*%Bew*	*%En*	*%Var*	*%Vār*
A109K					0%	0%	0%	0%
A310	0%	0%	0%	0%	1%	1%	0%	0%
A319	7%	8%	10%	8%	7%	8%	11%	6%
A320	13%	17%	56%	21%	9%	12%	33%	9%
A321	6%	8%	6%	11%	4%	6%	4%	5%
AS332					0%	0%	0%	0%
AT42	1%	1%	0%	0%	3%	2%	2%	2%
B727	0%	0%	0%	0%	0%	2%	1%	6%
B737	0%	0%	0%	0%	0%	1%	0%	0%
B73F	2%	4%	0%	2%	4%	6%	1%	5%
B73S	4%	4%	2%	3%	12%	16%	35%	37%
B73V	2%	2%	0%	1%	4%	4%	0%	2%
B7473	0%	3%	6%	2%	0%	1%	1%	0%
B7474	1%	1%	0%	1%	0%	1%	0%	0%
B757	1%	2%	0%	1%	2%	3%	1%	3%
B767	6%	10%	12%	21%	2%	4%	2%	3%
BA11	0%	0%	0%	0%	0%	1%	1%	1%
BE30					2%	0%	0%	0%
C550	2%	0%	0%	0%	4%	1%	0%	0%
C650	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
CL65	12%	5%	1%	4%	12%	5%	1%	5%
D328	1%	0%	0%	0%	2%	2%	0%	2%
DA20	0%	0%	0%	0%	1%	1%	0%	1%
DA90	1%	0%	0%	0%	2%	1%	0%	1%
DC10	0%	0%	0%	0%	0%	1%	1%	0%
DC930	0%	1%	0%	0%	1%	4%	1%	5%
DH8	0%	0%	0%	0%	1%	0%	0%	0%
FK10	1%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
FK50	1%	1%	0%	0%	2%	3%	0%	1%
FK70	1%	0%	0%	0%	2%	1%	0%	0%
HS257	1%	0%	0%	0%	1%	1%	0%	0%
LR35	1%	0%	0%	0%	2%	1%	0%	0%
MD11	3%	8%	4%	11%	0%	0%	0%	0%
MD80	1%	1%	0%	0%	2%	2%	1%	0%
MD83	3%	5%	2%	7%	1%	1%	0%	1%
MD87	2%	1%	0%	0%	2%	2%	0%	0%
RJ100	14%	9%	1%	3%	7%	5%	0%	1%
SB20	11%	4%	0%	1%	6%	2%	0%	0%
SF34	1%	1%	0%	0%	1%	1%	0%	0%
TU34A	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
TU54B	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
TU54M	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%

Bewegungsanteil: $\%Bew = \frac{N_j}{\sum N_j}$

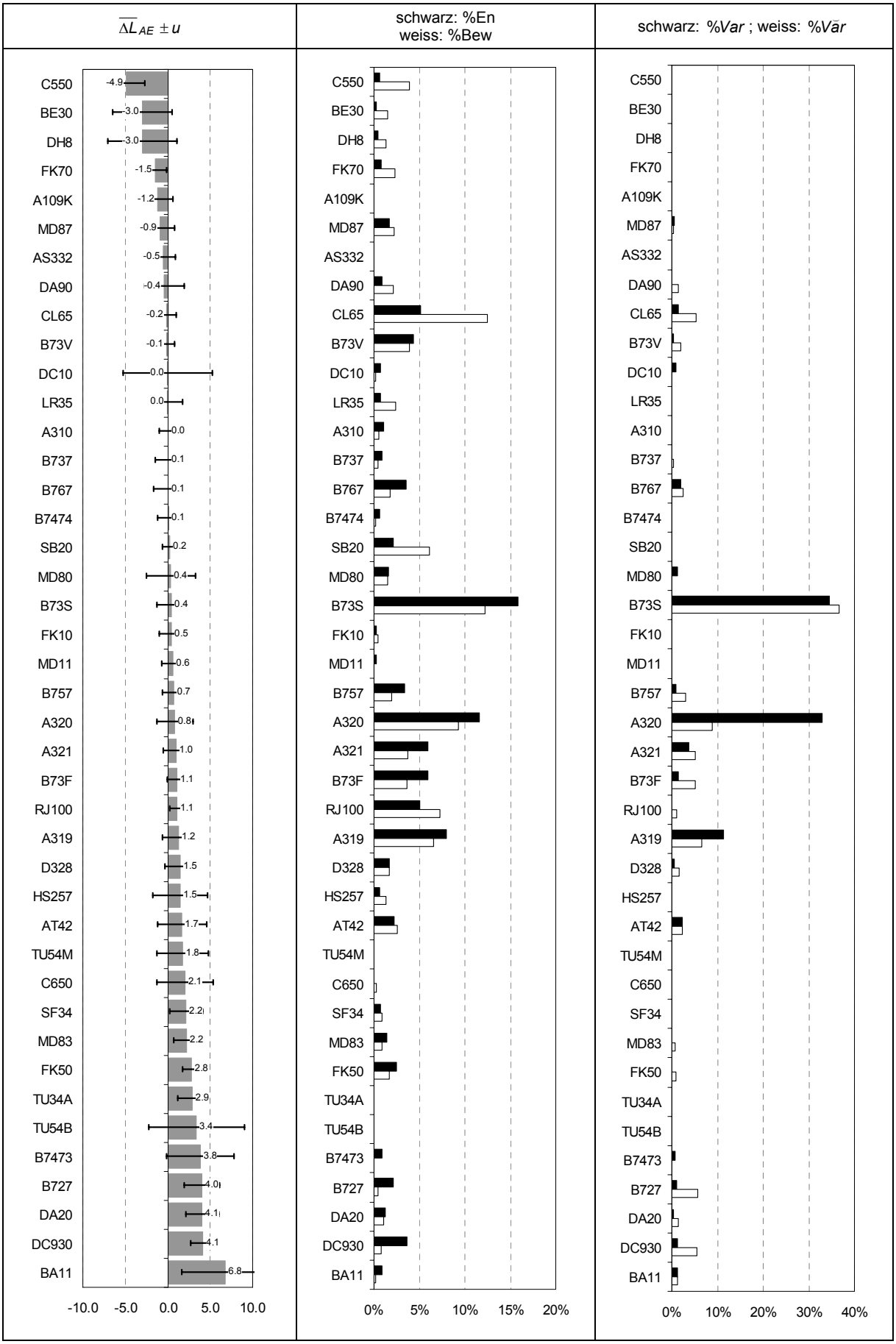
Energieanteil: $\%En = \frac{I_j}{\sum I_j}$

Varianzanteil: $\%Var = \frac{u_j^2}{\sum u_j^2}; \quad \%V\bar{a}r = \frac{\breve{u}_j^2}{\sum \breve{u}_j^2}$

B) Diagramme: Landungen Zürich 2000 bis 2003 (Forts. Anhang A22.1)



C) Diagramme: Landungen Genf 2000 & 2003 (Forts. Anhang A22.1)



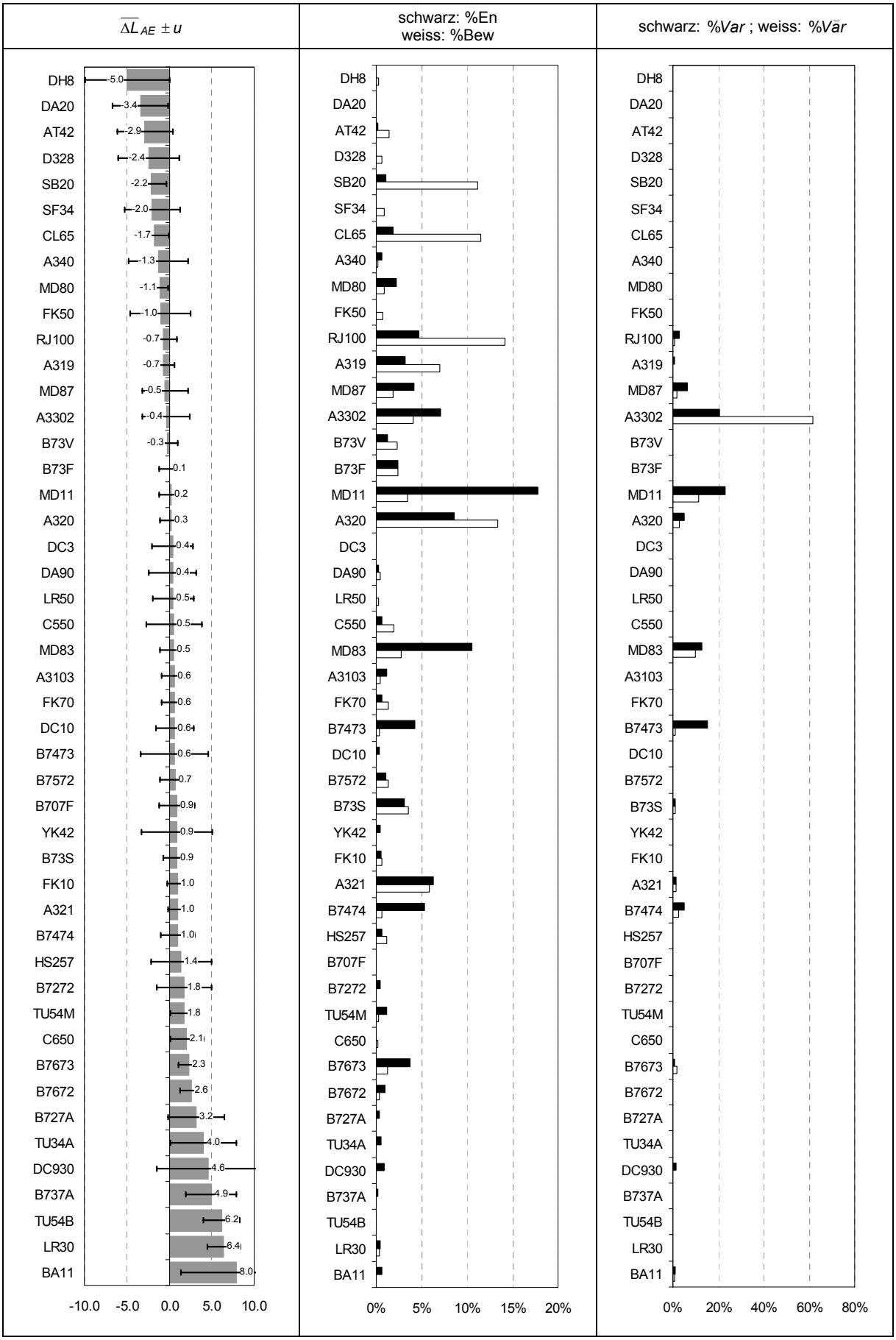
A22.2 Start

A) Daten

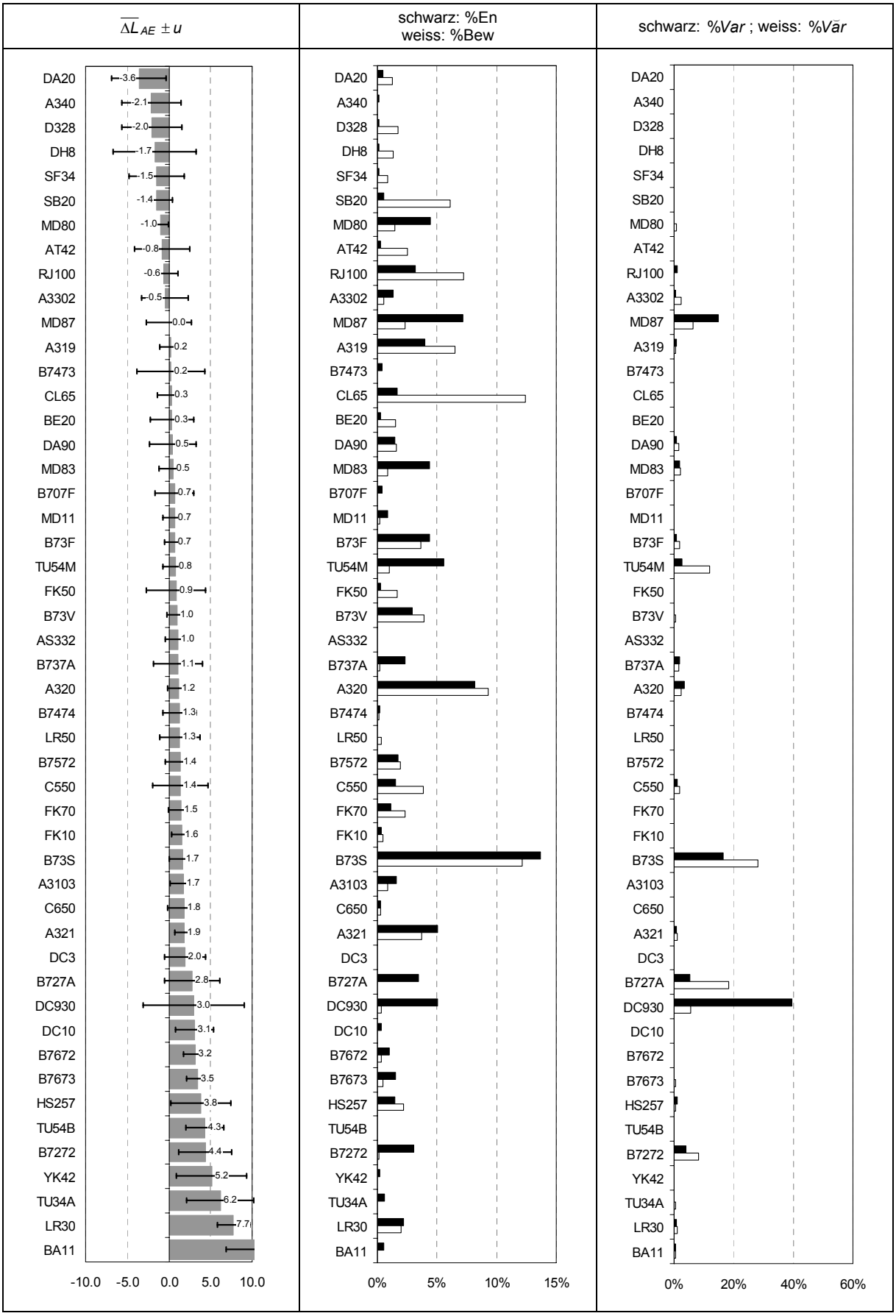
Typ-RC	Zürich 2000 bis 2003				Genf 2000 & 2003			
	%Bew	*%En*	*%Var*	*%Vär*	*%Bew*	*%En*	*%Var*	*%Vär*
A3103	0%	1%	0%	0%	1%	2%	0%	0%
A319	7%	3%	1%	0%	6%	4%	1%	0%
A320	13%	9%	5%	3%	9%	8%	3%	2%
A321	6%	6%	2%	1%	4%	5%	1%	1%
A3302	4%	7%	20%	61%	1%	1%	1%	2%
A340	0%	1%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
AS332					0%	0%	0%	0%
AT42	1%	0%	0%	0%	3%	0%	0%	0%
B707F	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
B7272	0%	0%	0%	0%	0%	3%	4%	8%
B727A	0%	0%	0%	0%	0%	3%	5%	18%
B737A	0%	0%	0%	0%	0%	2%	2%	2%
B73F	2%	2%	0%	1%	4%	4%	1%	2%
B73S	4%	3%	1%	1%	12%	14%	16%	28%
B73V	2%	1%	0%	0%	4%	3%	0%	0%
B7473	0%	4%	15%	1%	0%	0%	0%	0%
B7474	1%	5%	5%	2%	0%	0%	0%	0%
B7572	1%	1%	0%	0%	2%	2%	0%	0%
B7672	0%	1%	0%	0%	0%	1%	0%	0%
B7673	1%	4%	1%	2%	0%	2%	0%	0%
BA11	0%	1%	1%	1%	0%	1%	0%	1%
BE20					2%	0%	0%	0%
C550	2%	1%	0%	0%	4%	2%	1%	2%
C650	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
CL65	12%	2%	0%	0%	12%	2%	0%	0%
D328	1%	0%	0%	0%	2%	0%	0%	0%
DA20	0%	0%	0%	0%	1%	0%	0%	0%
DA90	0%	0%	0%	0%	2%	1%	1%	2%
DC10	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
DC3	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
DC930	0%	1%	1%	0%	0%	5%	39%	6%
DH8	0%	0%	0%	0%	1%	0%	0%	0%
FK10	1%	1%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
FK50	1%	0%	0%	0%	2%	0%	0%	0%
FK70	1%	1%	0%	0%	2%	1%	0%	0%
HS257	1%	1%	0%	0%	2%	1%	1%	1%
LR30	0%	0%	0%	0%	2%	2%	1%	1%
LR50	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
MD11	3%	18%	23%	11%	0%	1%	0%	0%
MD80	1%	2%	0%	0%	1%	4%	0%	1%
MD83	3%	11%	13%	10%	1%	4%	2%	2%
MD87	2%	4%	6%	2%	2%	7%	15%	6%
RJ100	14%	5%	3%	1%	7%	3%	1%	0%
SB20	11%	1%	0%	0%	6%	1%	0%	0%
SF34	1%	0%	0%	0%	1%	0%	0%	0%
TU34A	0%	0%	0%	0%	0%	1%	0%	0%
TU54B	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%
TU54M	0%	1%	0%	0%	1%	6%	3%	12%
YK42	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%	0%

$$\%Bew = \frac{N_j}{\sum N_j};\quad \%En = \frac{I_j}{\sum I_j};\quad \%Var = \frac{u_j^2}{\sum u_j^2};\quad \%V\breve{a}r = \frac{\breve{u}_j^2}{\sum \breve{u}_j^2}$$

B) Diagramme: Starts Zürich 2000 bis 2003 (Forts. Anhang A22.2)



C) Diagramme: Starts Genf 2000 & 2003 (Forts. Anhang A22.2)



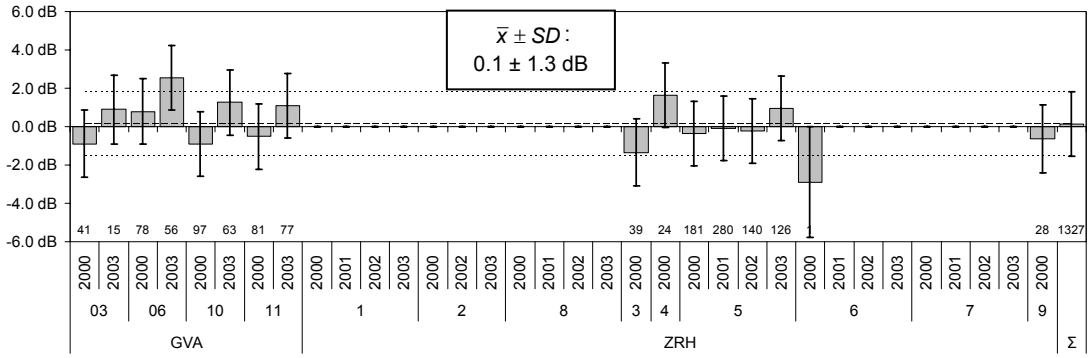
A23 Pegeldifferenzen in Abhängigkeit verschiedener Grössen

A23.1 Pegeldifferenzen der Einzelflüge pro Anlage, Ort und Jahr (Beispiele)

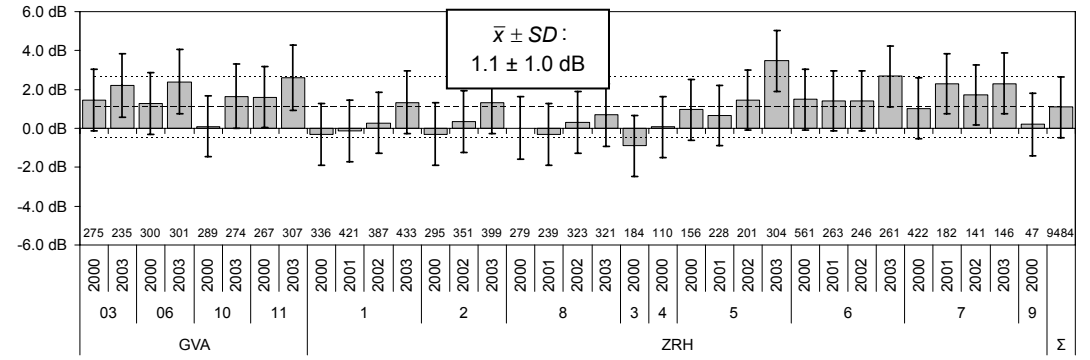
A) Boeing 737-300 (B73S)

Automatische Messungen an Monitoringstationen

Landung

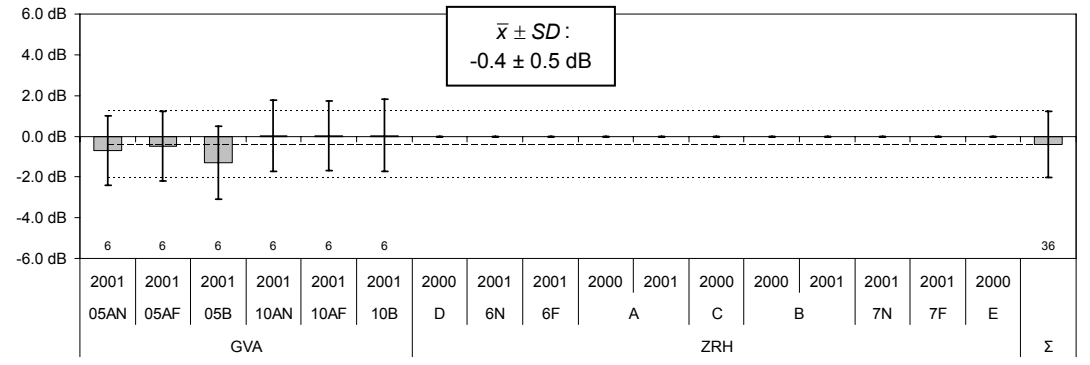


Start

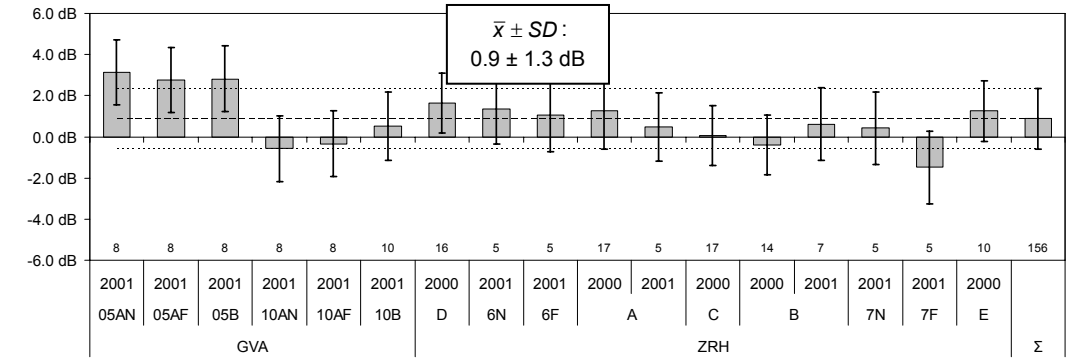


Begleitete Messungen an ausgewählten Standorten

Landung

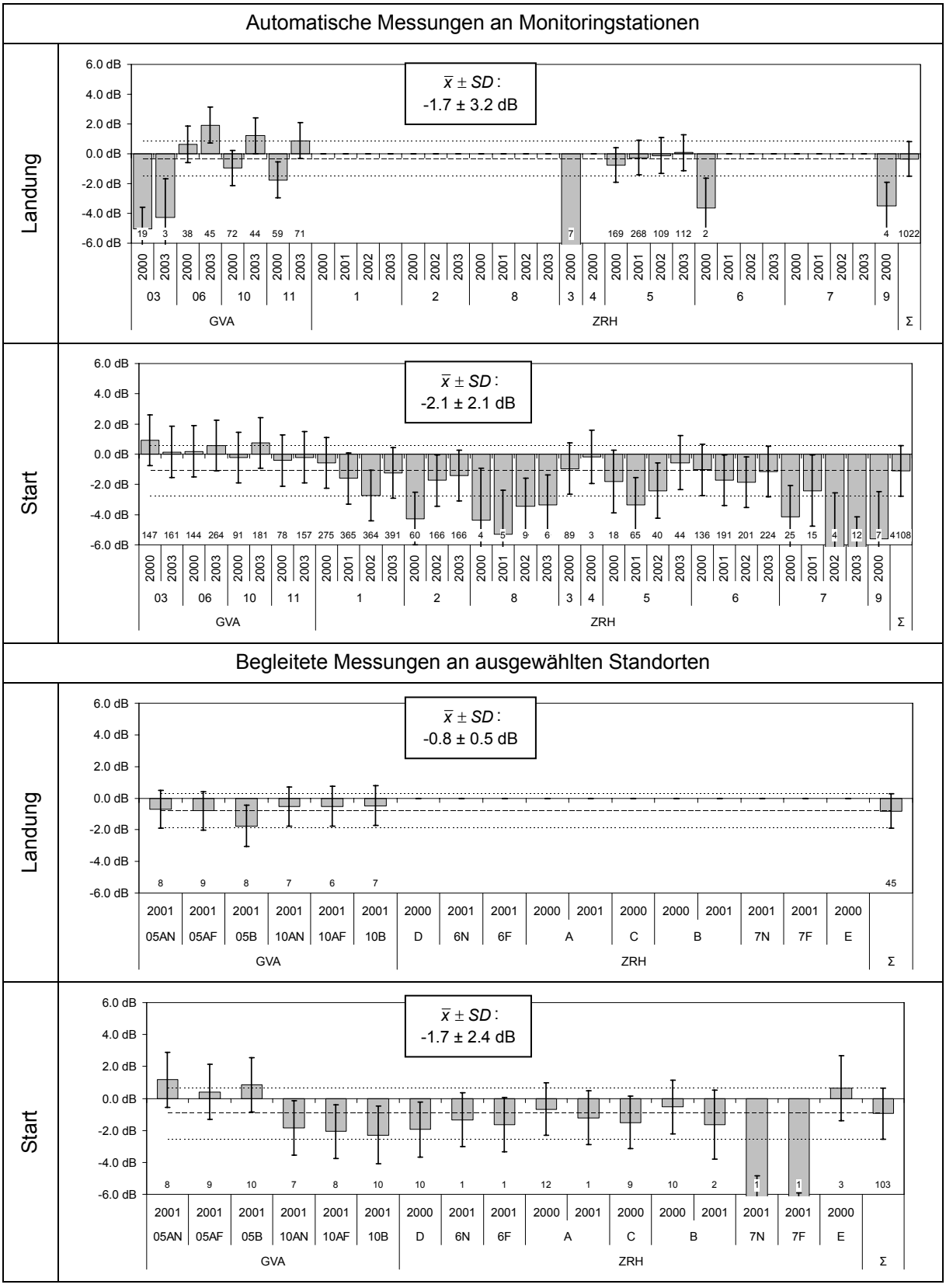


Start



Anhang A23.1 (Forts.)

B) Canadair Regional Jet CRJ-200 (CL65)



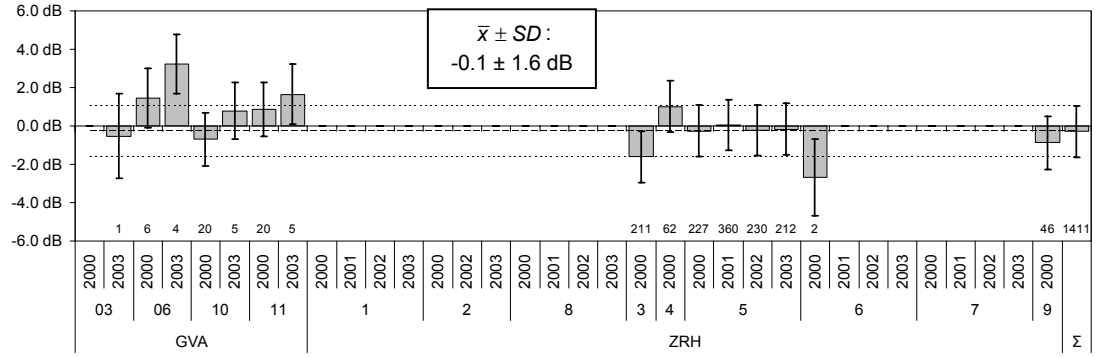
Die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werte und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Klassenbildung; eingerahmt sind die Mittelwerte und Standardabweichungen der ortsspezifischen mittleren Pegeldifferenzen.

Anhang A23.1 (Forts.)

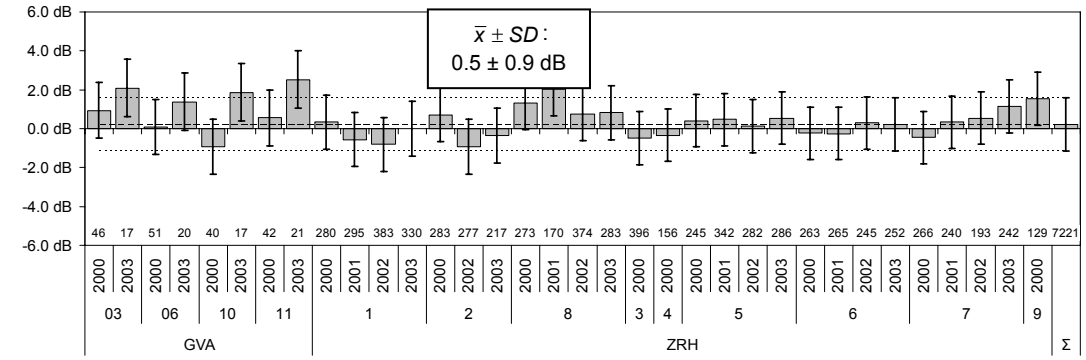
C) McDonnell Douglas MD-11 (MD11)

Automatische Messungen an Monitoringstationen

Landung



Start

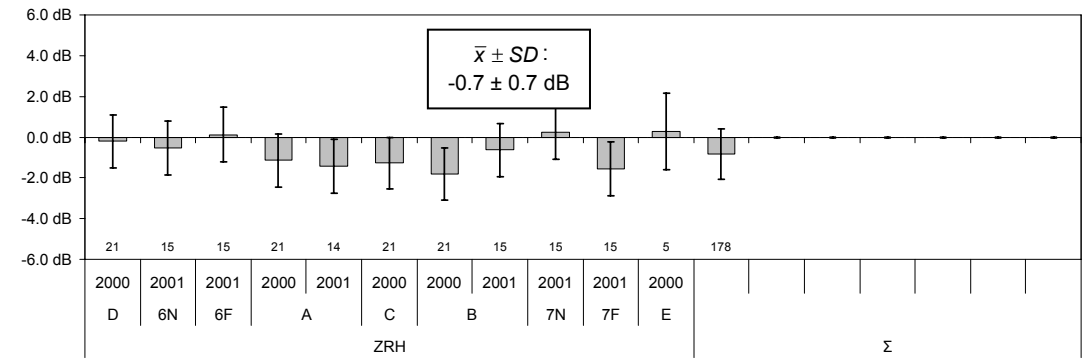


Begleitete Messungen an ausgewählten Standorten

Landung

Keine Messungen!

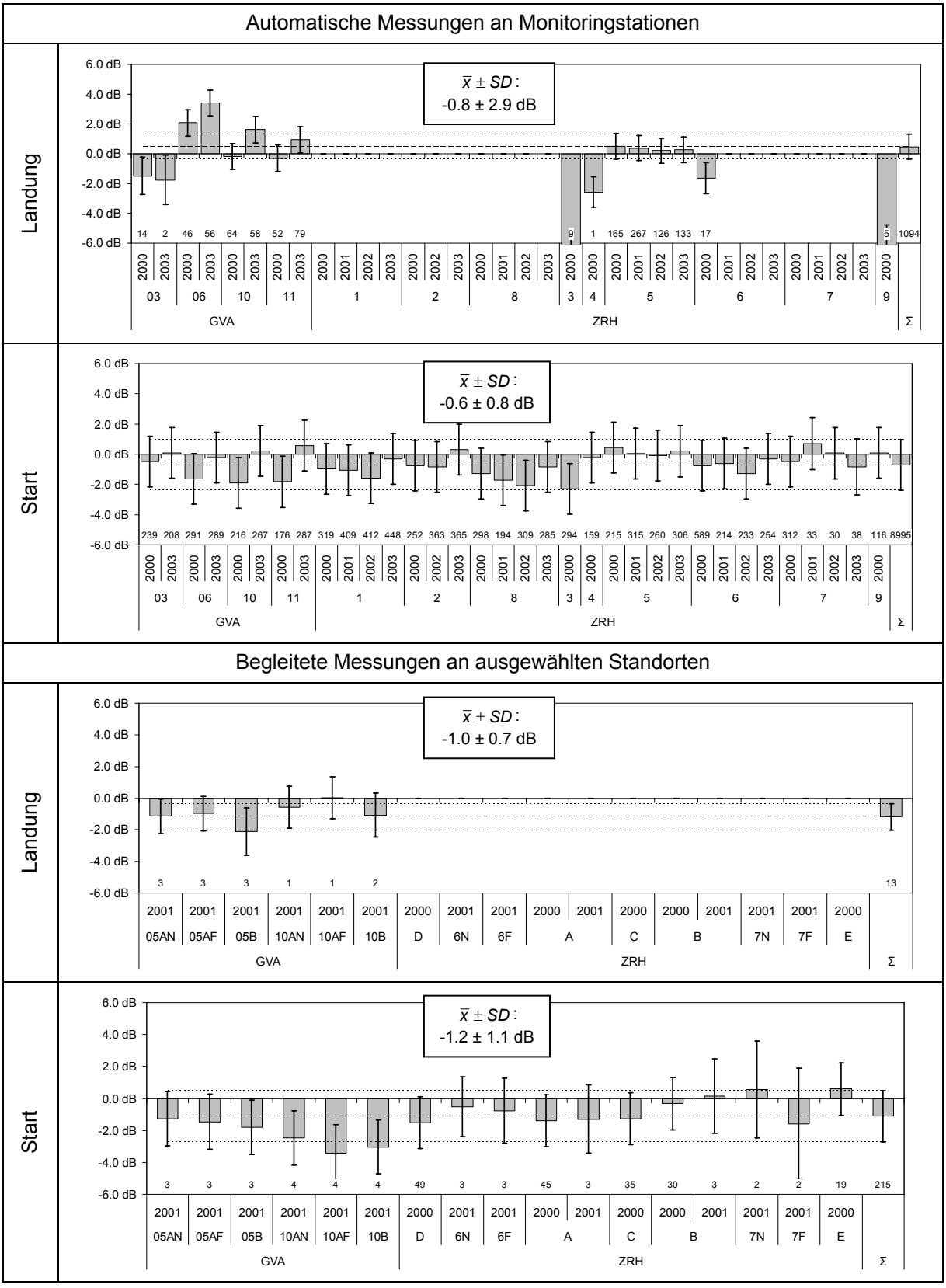
Start



Die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werten und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Klassenbildung; eingerahmt sind die Mittelwerte und Standardabweichungen der ortsspezifischen mittleren Pegeldifferenzen.

Anhang A23.1 (Forts.)

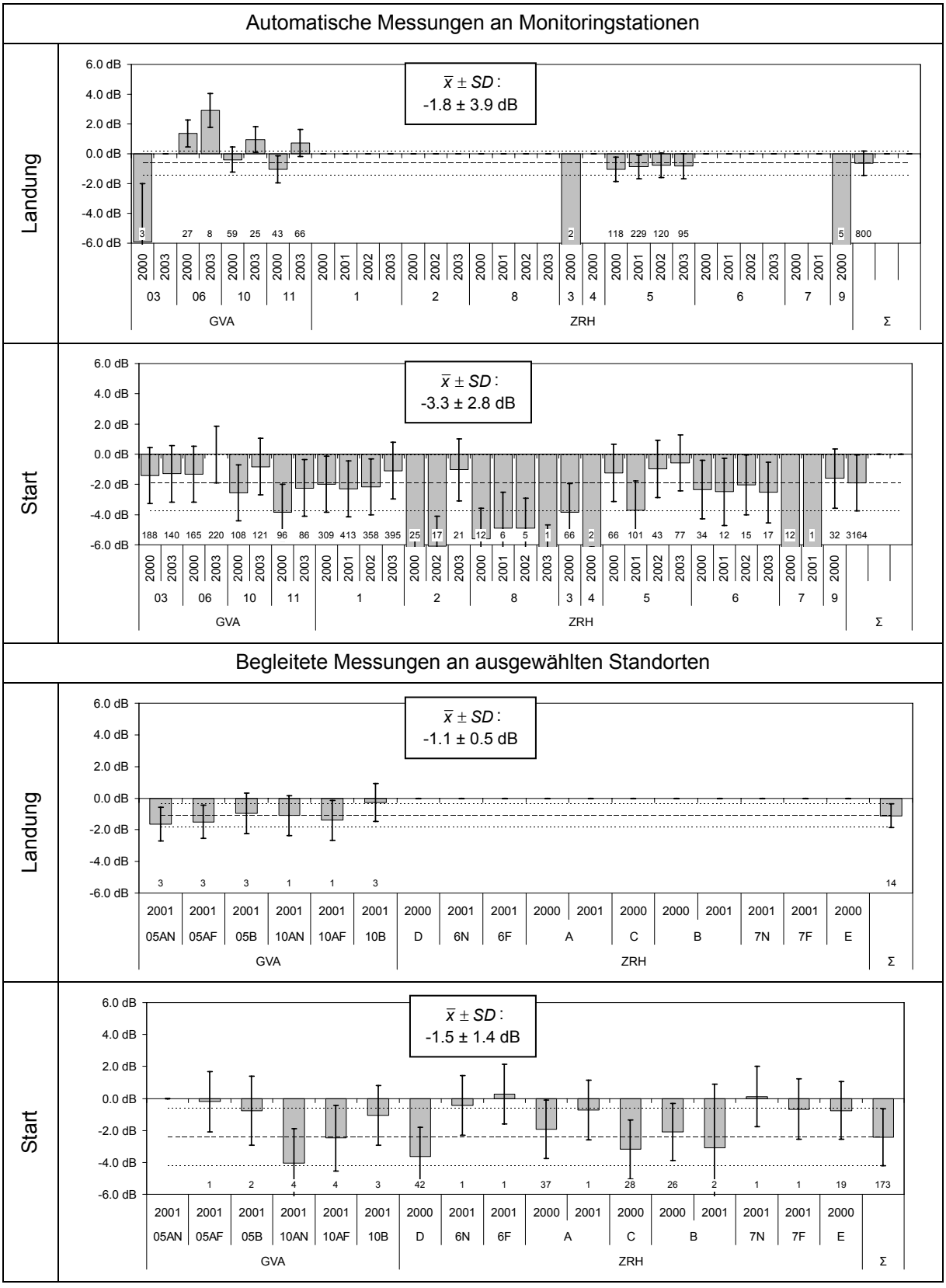
D) BAe Avro RJ-100 (RJ100)



Die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werten und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Klassenbildung; eingerahmt sind die Mittelwerte und Standardabweichungen der ortsspezifischen mittleren Pegeldifferenzen.

Anhang A23.1 (Forts.)

E) Saab 2000 (SB20)

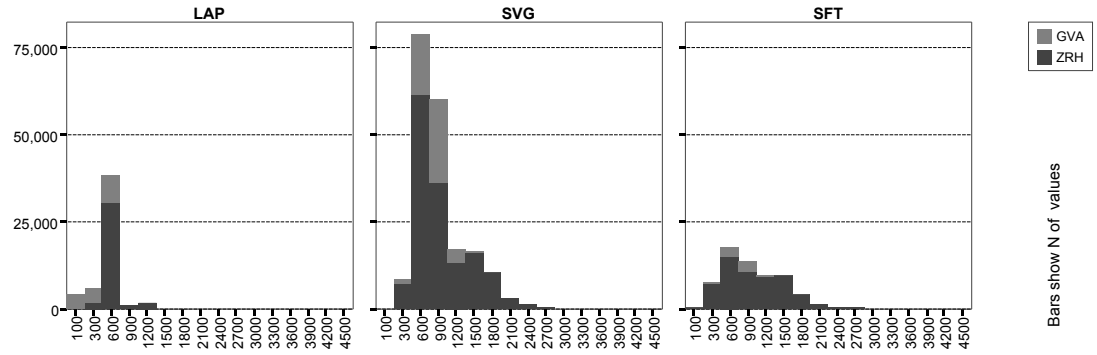


Die Säulen entsprechen den mittleren Pegeldifferenzen, die Fehlerbalken den kombinierten Standardunsicherheiten, die Zahlen der Anzahl Werten und die horizontalen Linien dem Mittelwert und der Standardunsicherheit ohne Klassenbildung; eingerahmt sind die Mittelwerte und Standardabweichungen der ortsspezifischen mittleren Pegeldifferenzen.

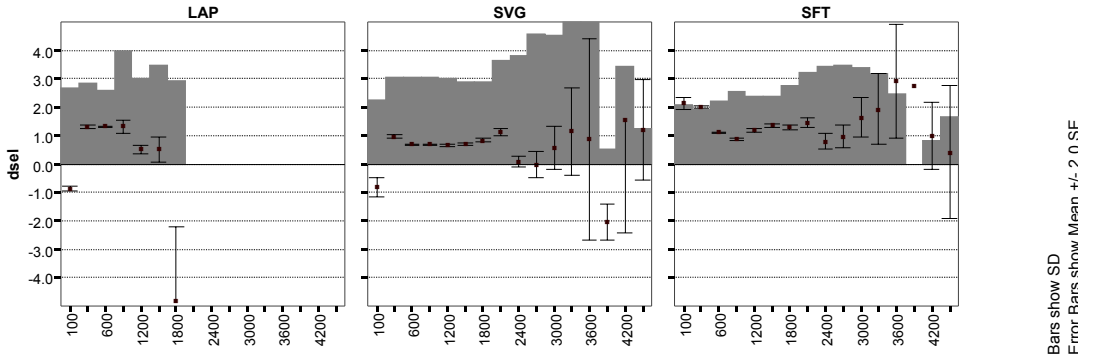
A23.2 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der Distanz

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Distanz (Klassenbreite 300m); Daten gefiltert (filter_1).

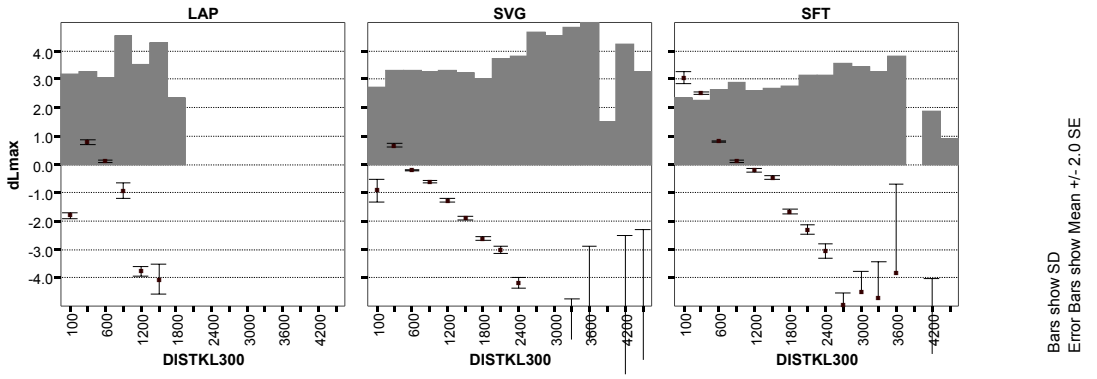
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Distanzklasse, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

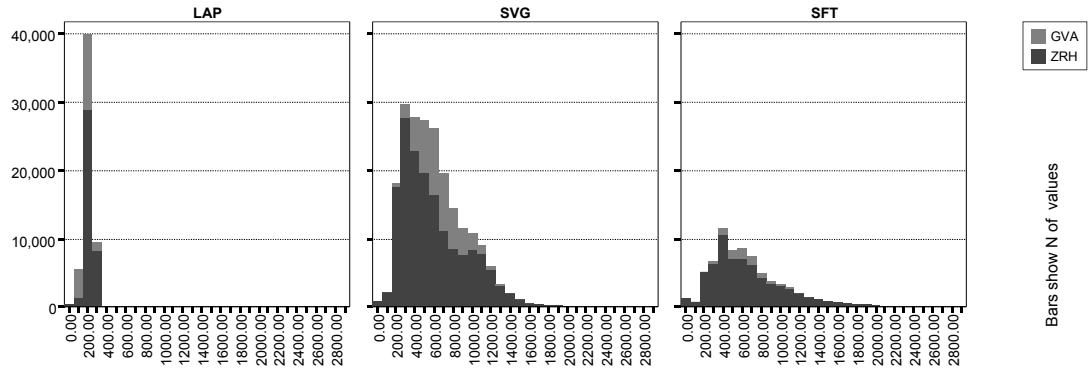
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Distanzklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Distanzklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

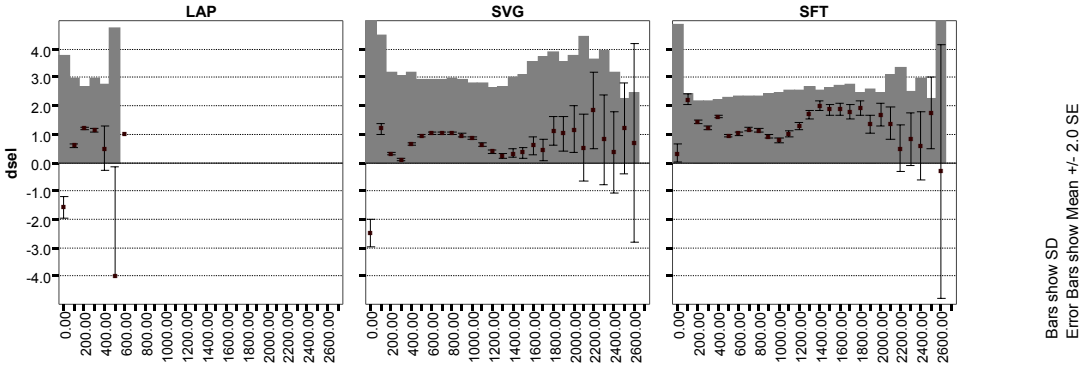
A23.3 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der Höhe

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Höhe über Piste (Klassenbreite 100m); Daten gefiltert (filter_1).

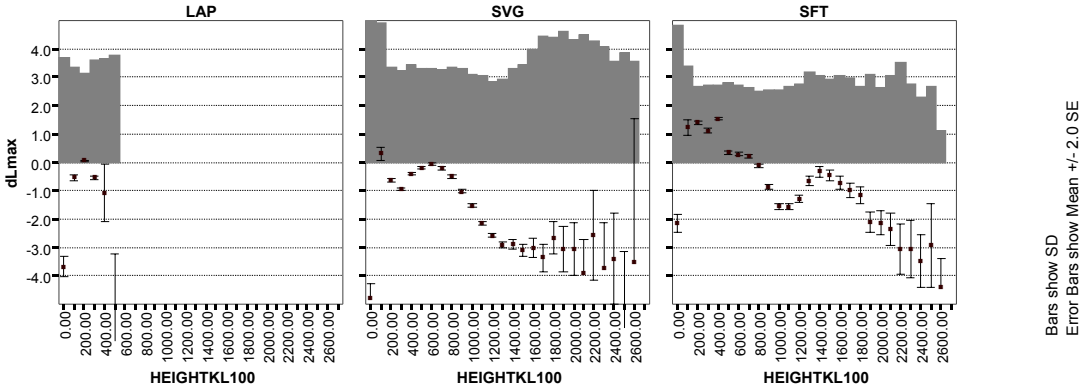
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Höhenklasse, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

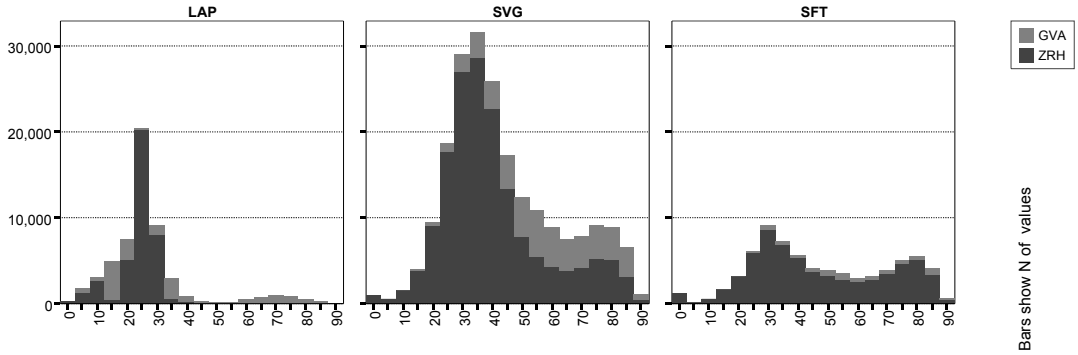
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Höhenklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Höhenklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

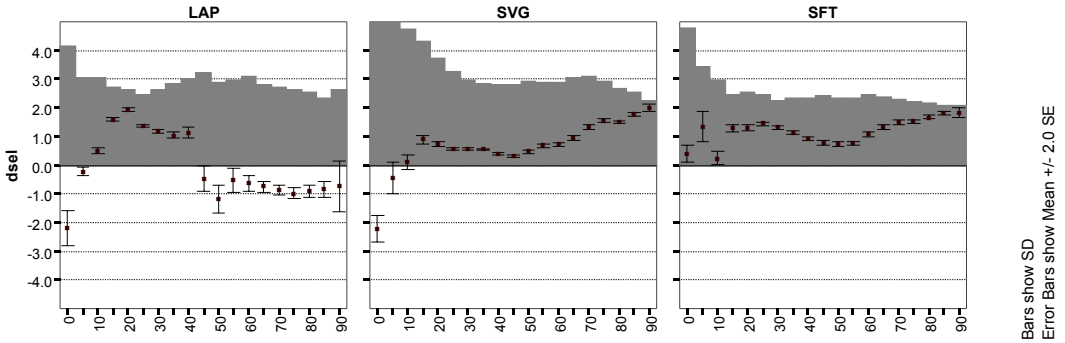
A23.4 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit des Höhenwinkels

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Elevation (Klassenbreite 5°); Daten gefiltert (filter_1).

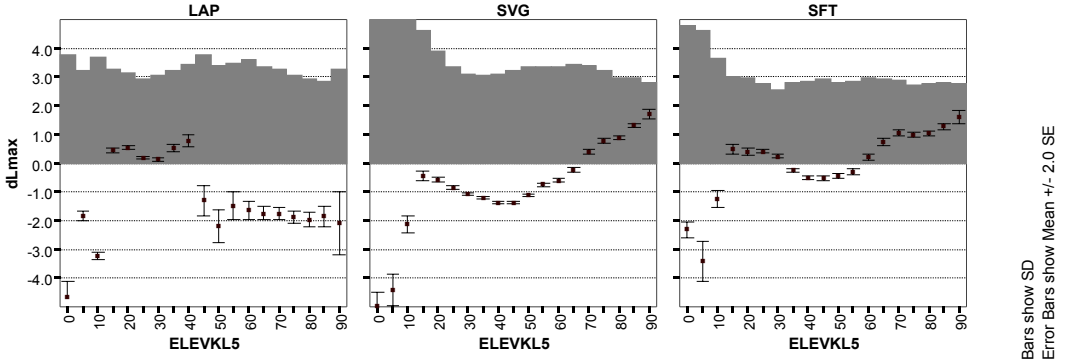
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Elevationswinkelklasse, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

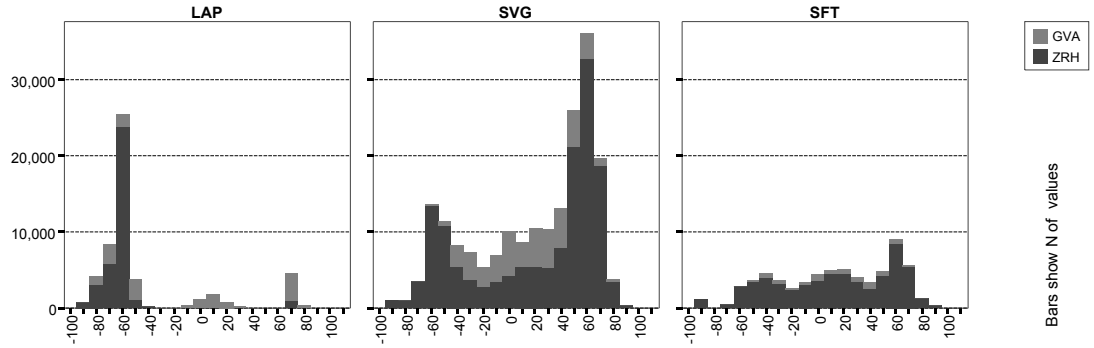
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Elevationswinkelklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Elevationswinkelklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

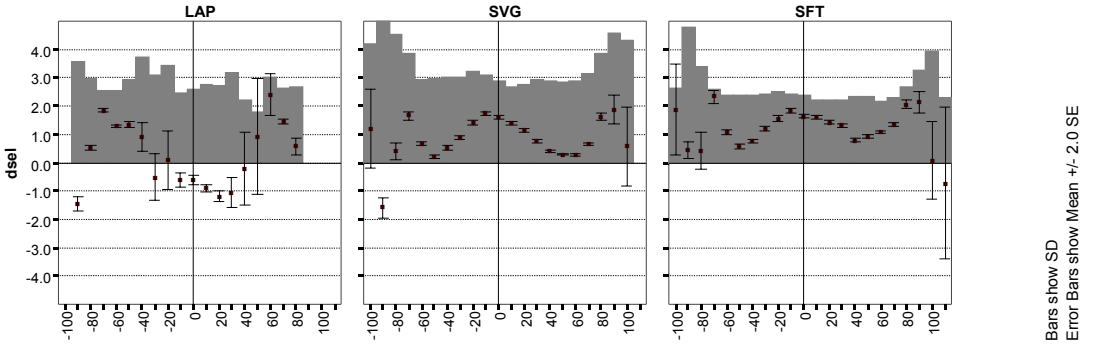
A23.5 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit des Richtwirkungsazimuts

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion des Richwirkungsazimuts (Klassenbreite 10°); Daten gefiltert (filter_1).

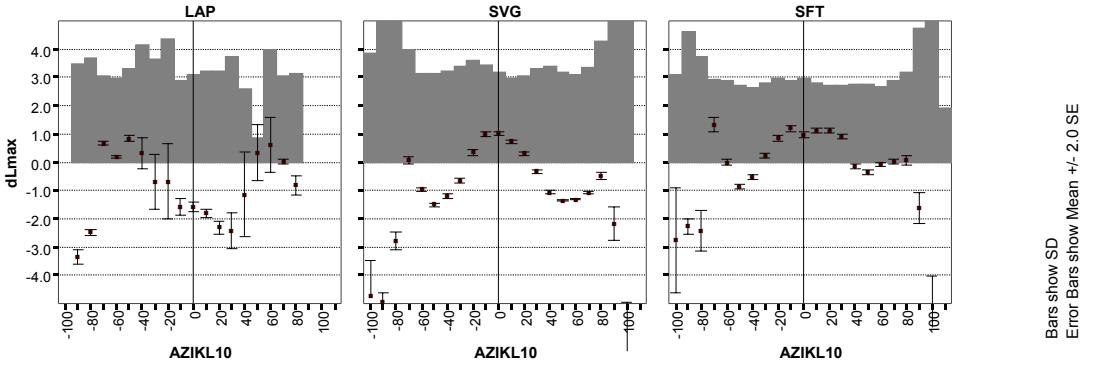
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Azimutklasse, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

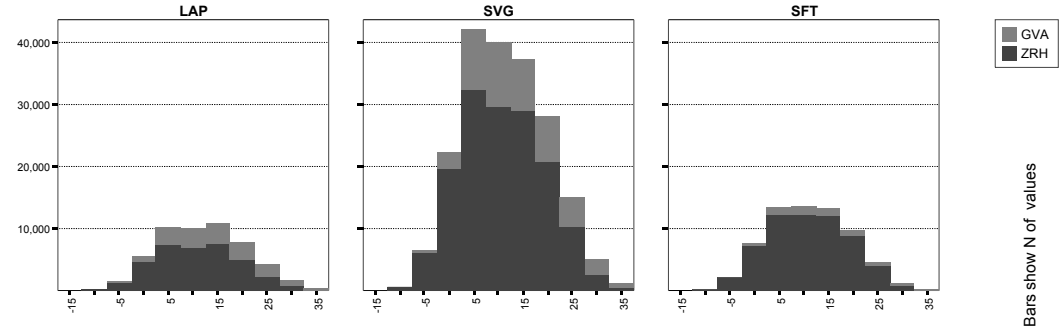
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Azimutklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Azimutklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

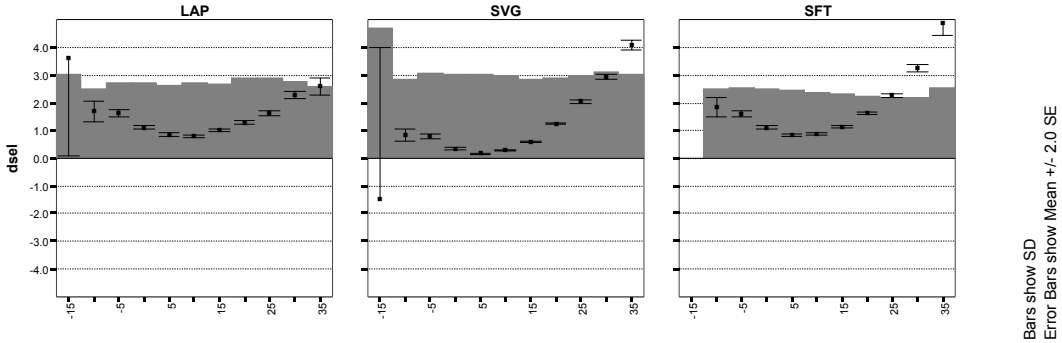
A23.6 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der Temperatur

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Temperatur (Klassenbreite 5°C); Daten gefiltert (filter_1).

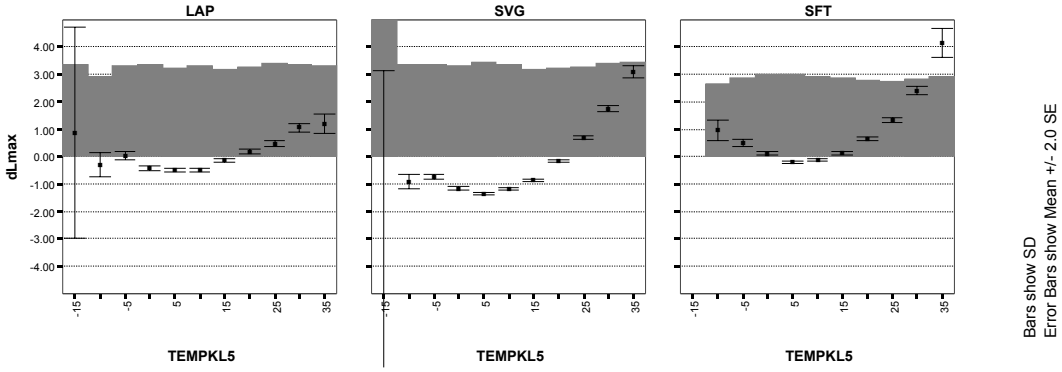
I



III



IV



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Temperatur, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

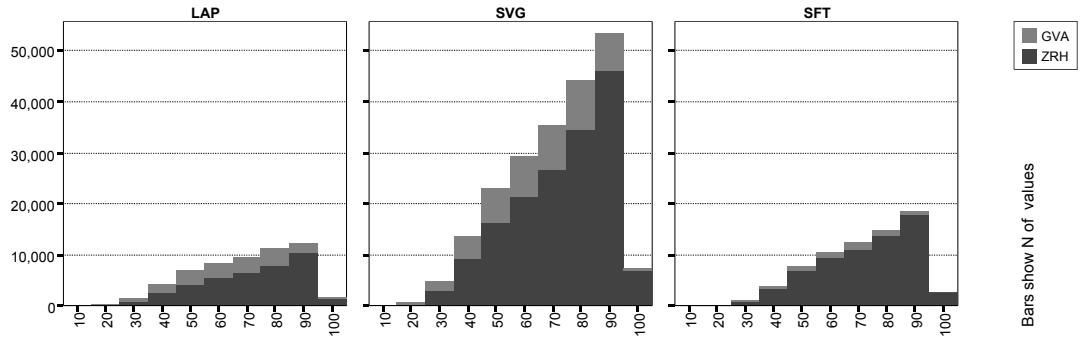
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Temperatur, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Temperatur, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

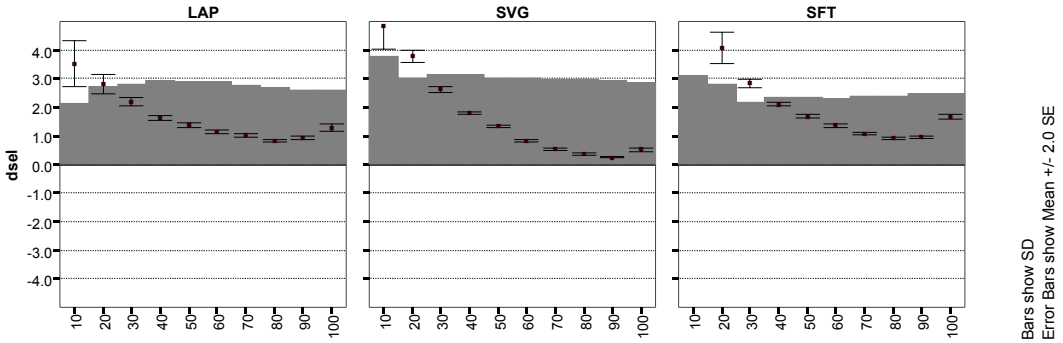
A23.7 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der relativen Feuchte

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der relativen Luftfeuchtigkeit (Klassenbreite 10%); Daten gefiltert (filter_1).

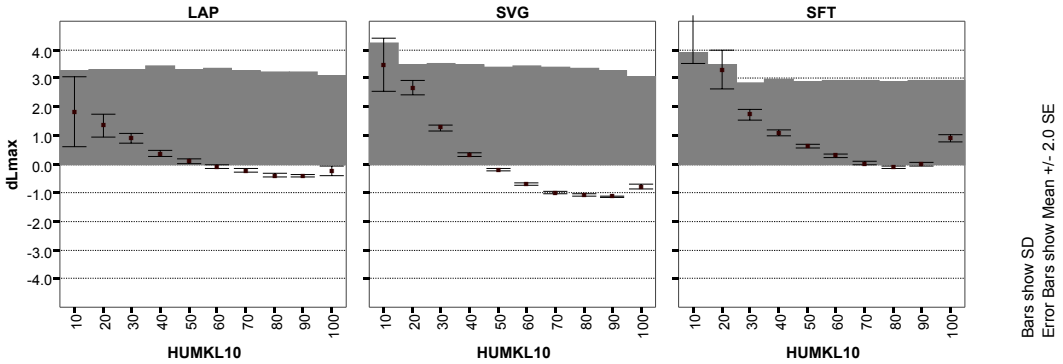
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Feuchteklasse, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

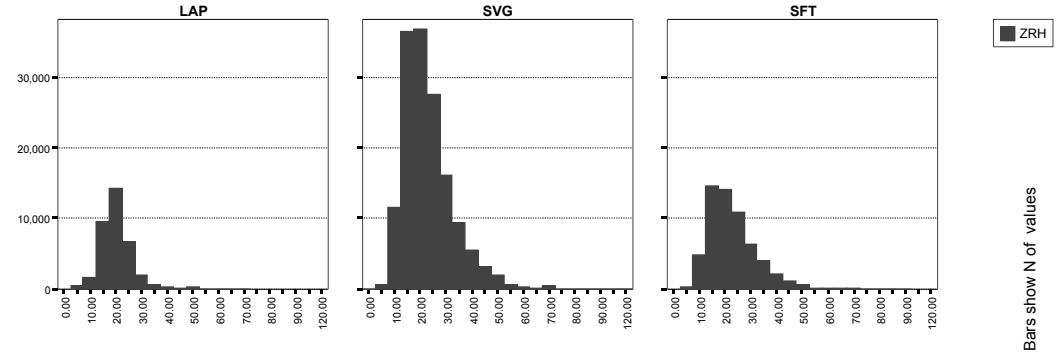
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Feuchteklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Feuchteklasse, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

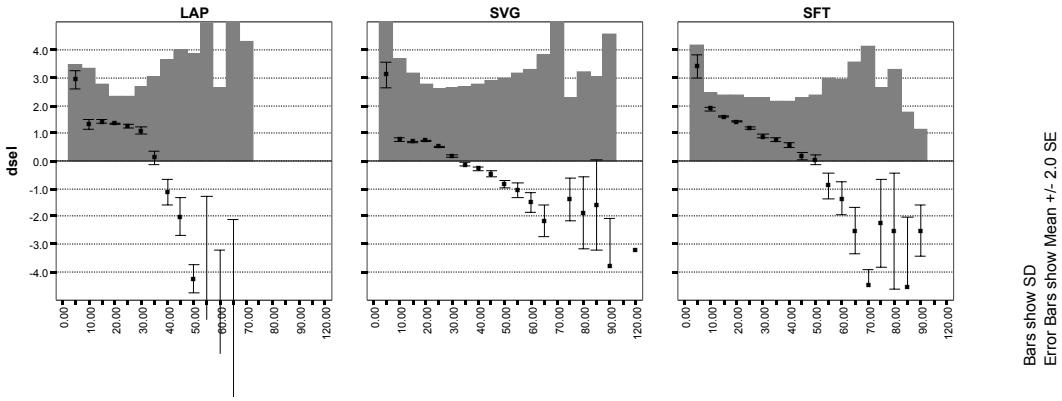
A23.8 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der t10-Zeit

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der 10dB Down-Time t10 (Klassenbreite 5s); Daten gefiltert (filter_1).

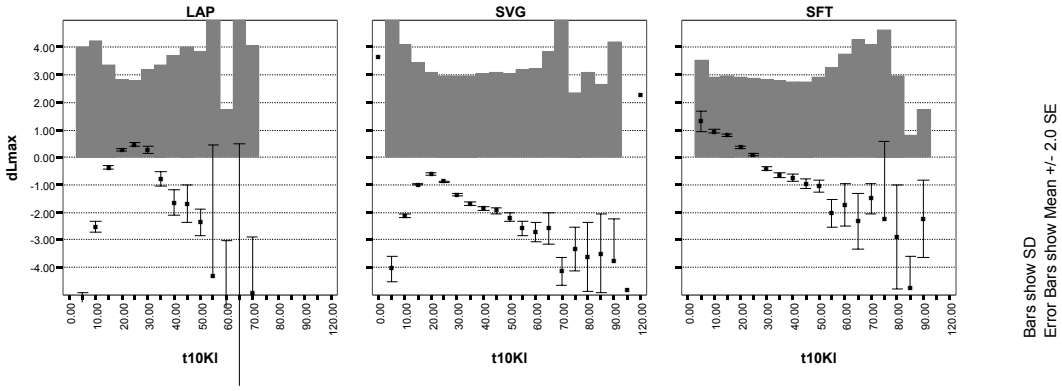
I



II



III



I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Klasse der t10-Zeit, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

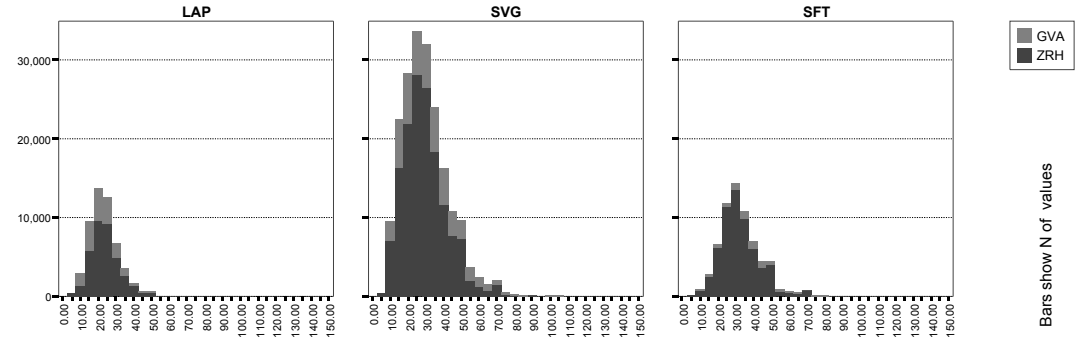
II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Klasse der t10-Zeit, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Klasse der t10-Zeit, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

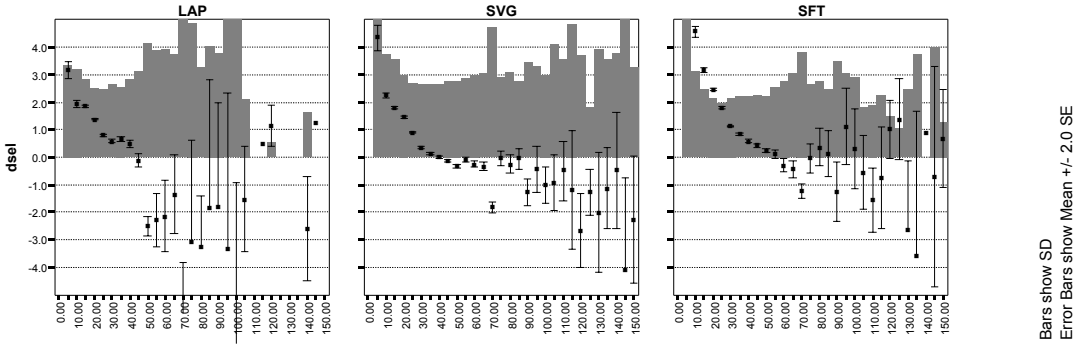
A23.9 Pegeldifferenzen der Einzelflüge in Abhängigkeit der Schwellenzeit

Statistik der Pegeldifferenzen von Einzelereignissen (Berechnung minus Messung) in Funktion der Schwellenzeit tg (Klassenbreite 5s); Daten gefiltert (filter_1).

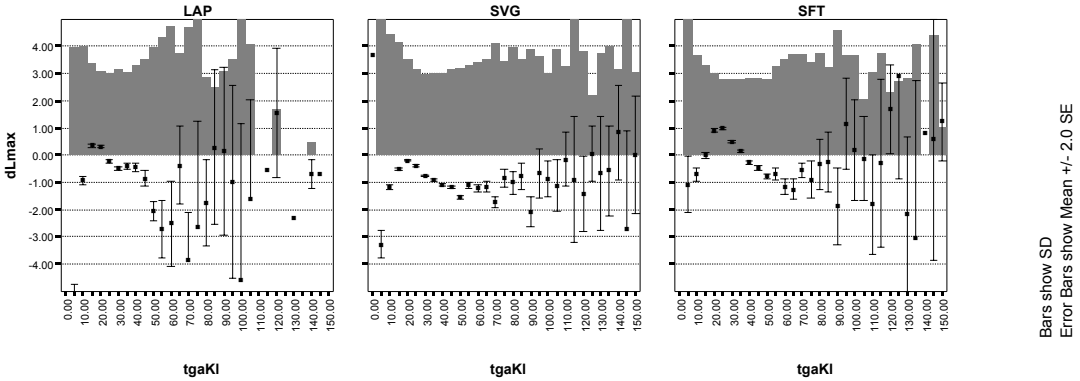
I



II



III



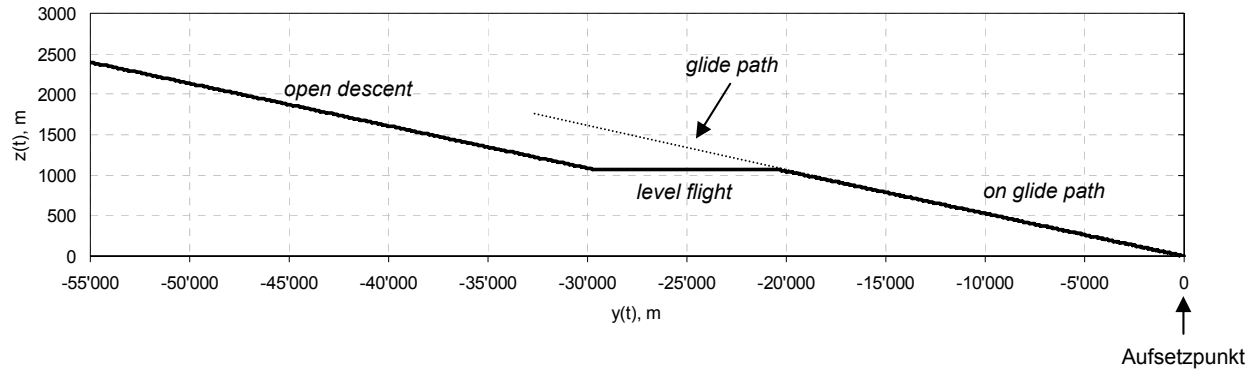
I Anzahl Werte (Pegeldifferenzen) je Klasse der Schwellenzeit t_g, getrennt nach den Flughäfen Zürich und Genf und nach den Leistungsstufen LAP, SVG und SFT.

II Mittelwerte der Ereignispegeldifferenzen je Klasse der Schwellenzeit t_g, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

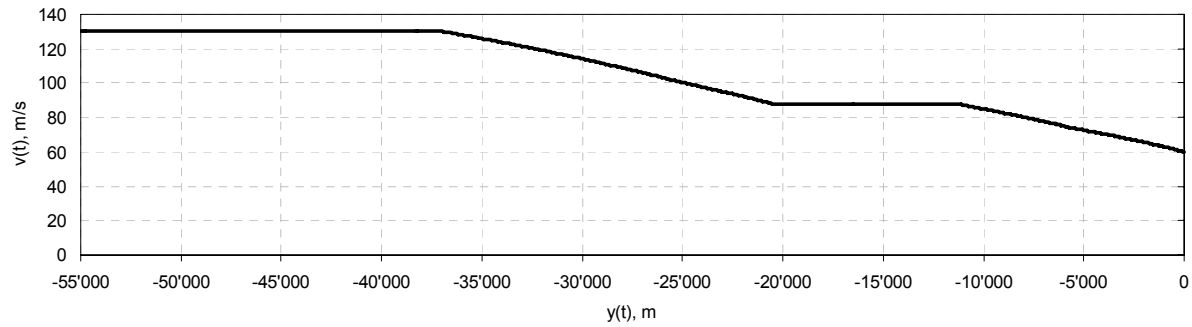
III Mittelwerte der Maximalpegeldifferenzen je Klasse der Schwellenzeit t_g, getrennt für die Leistungsstufen LAP, SVG und SFT. Die grauen Säulen zeigen die Standardabweichung und die Fehlerbalken den zweifachen Standardfehler des Mittelwerts.

A24 Profile für Testsimulation Landung A320

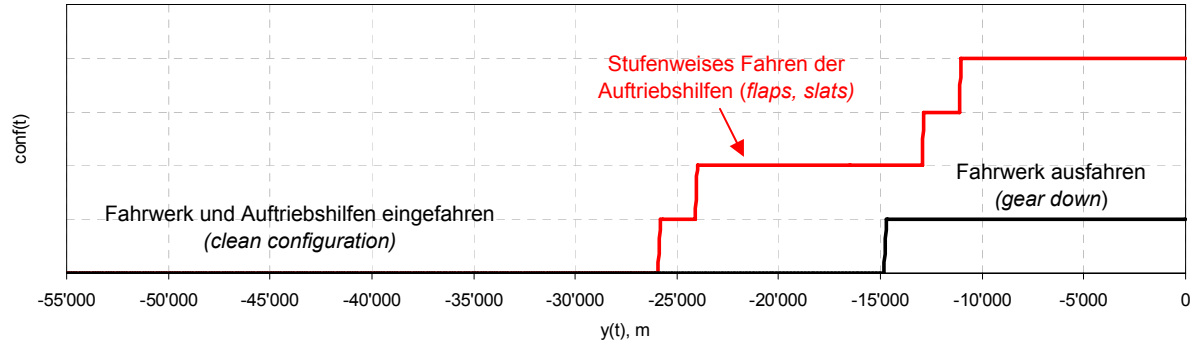
A) Höhenprofil



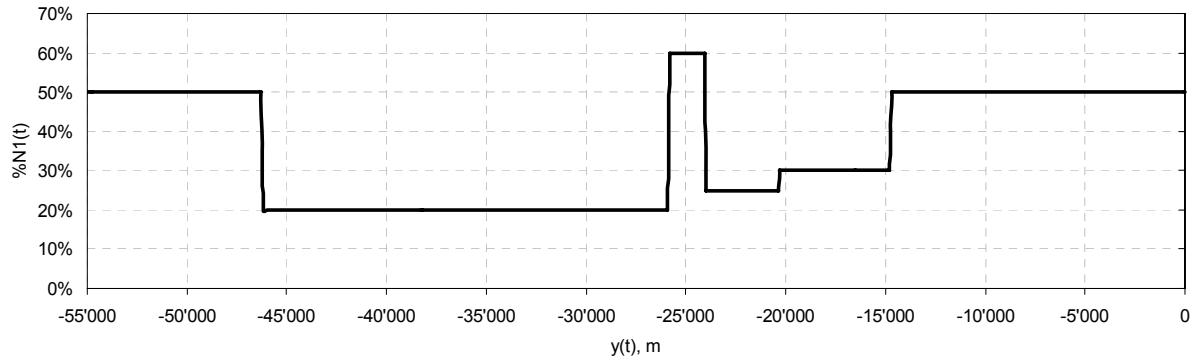
B) Geschwindigkeitsprofil



C) Fahren der Auftriebshilfen und des Fahrwerks

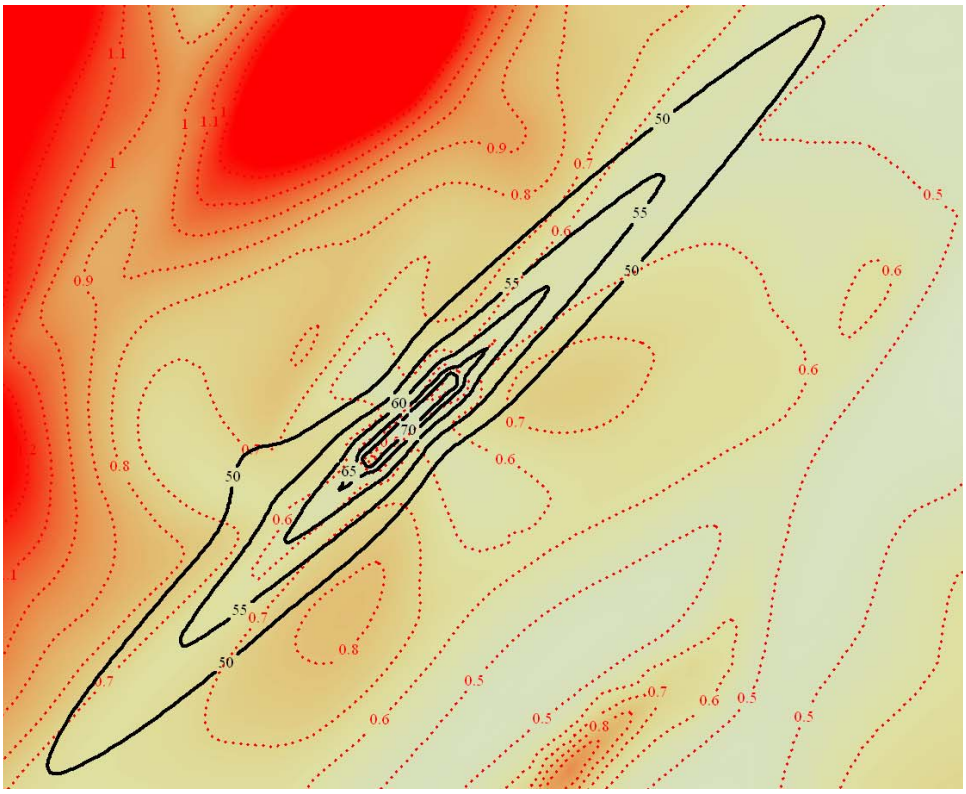


D) Schubverlauf als Verhältnis der effektiven Rotorendrehzahl *N1* zur maximalen Drehzahl

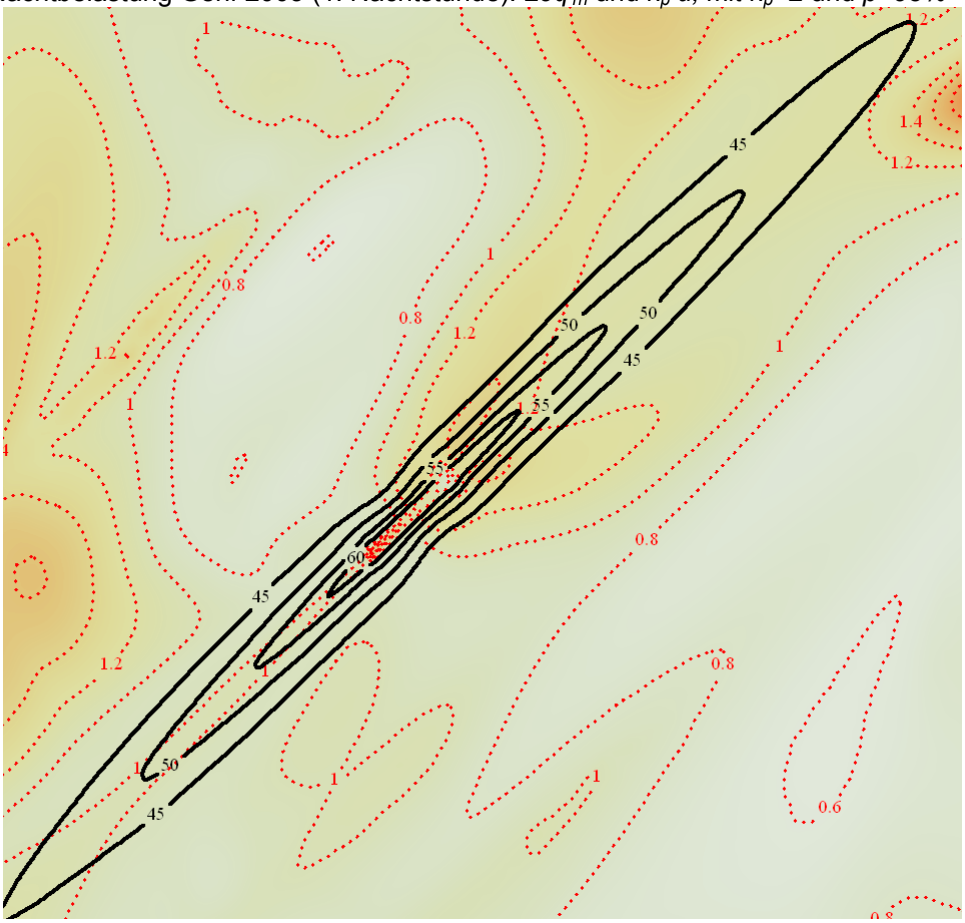


A25 Kartografische Darstellungen

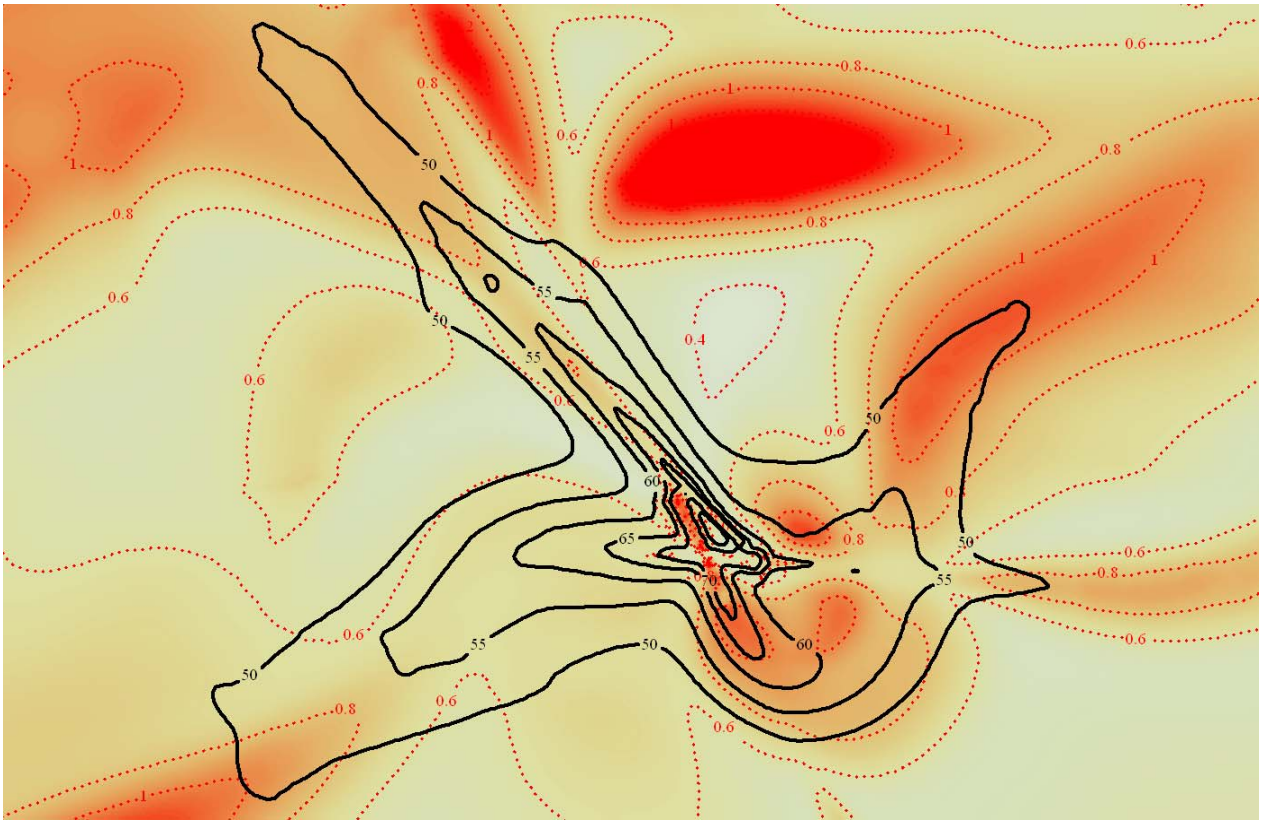
A) Tagesbelastung Genf 2003: Leq_{16h} und $k_p \cdot u$, *mit* k_p=2 und p=95%



B) Nachtbelastung Genf 2003 (1. Nachtstunde): Leq_{1h} und $k_p \cdot u$, *mit* k_p=2 und p=95%



C)Tagesbelastung Zürich 2003: Leq_{16h} und $k_p \cdot u$, *mit* k_p=2 und p=95%



D) Nachtbelastung Zürich 2003 (erste Nachtstunde): Leq_{1h} und $k_p \cdot u$, *mit* k_p=2 und p=95%